

AIRBUS OPERATIONS S.L.

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID



Proyecto Fin de Carrera

OPTIMIZACIÓN DE REPARACIONES ENCOLADAS DE MATERIALES COMPUESTOS

Violeta Callejo Castaño

Julio 2012

Directores Ana Rodríguez Bellido – Airbus Operations S.L
 Francisco Velasco López – Universidad Carlos III de Madrid

1. RESUMEN

Este proyecto se ha desarrollado en Airbus Operations S.L., (Getafe - Madrid) en el departamento de Materiales y Procesos. La duración del mismo ha sido de 12 meses (Julio 2011 – Julio 2012).

El departamento de Materiales y Procesos está especializado en el estudio y la caracterización de los materiales aeronáuticos. Entre los diferentes materiales aeronáuticos y en los que se centra el estudio desarrollado en este proyecto se encuentran los *Materiales Compuestos Avanzados*.

El uso de materiales compuestos en la industria de la aviación ha crecido de forma muy significativa en los últimos años. Por ello, la industria ha mostrado un creciente interés en la optimización no sólo de los procesos de fabricación, sino también de los de mantenimiento y reparación.

Para mantener su competitividad, AIRBUS OPERATIONS S.L. está investigando procesos para realizar reparaciones de estructuras de materiales compuestos de fibra de carbono en un tiempo y con un consumo de energía menores.

Un método de reparación ampliamente utilizado y el que ha sido objeto de estudio en este proyecto es el “*Método de impregnación en húmedo*” que consiste en impregnar un tejido seco de fibra de carbono o fibra de vidrio con una resina de laminación para posteriormente co-encolarlo sobre una zona saneada y preparada previamente. Este proceso permite realizar reparaciones cosméticas y estructurales de las piezas dañadas.

El estudio llevado a cabo en este proyecto consistió en reducir el tiempo de reparación descrito anteriormente mediante la disminución del tiempo de curado y la reducción o eliminación de la etapa de secado previo al encolado.

Para poder reducir el tiempo de curado de la resina de laminación se procedió a realizar una serie de ensayos térmicos y mecánicos, con los que se demostró una excelente temperatura de transición vítrea, grado de curado y resistencia a cortadura interlaminar para los nuevos ciclos rápidos. Para completar el estudio se llevaron a

cabo una serie de ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con los objetivos de determinar las propiedades mecánicas de la unión encolada realizada sobre el sustrato seco o sobre el sustrato saturado de humedad y verificar las prestaciones frente al envejecimiento de la unión encolada en condiciones de curado rápido y ausencia de secado en la estructura original.

También se realizó un estudio para ajustar los parámetros de la reparación mediante las mismas técnicas de impregnación en húmedo de los materiales metálicos de protección contra el impacto de rayo, de modo que se garantice en condiciones de curado rápido los requerimientos necesarios para este tipo de reparaciones.

Con el estudio realizado en este proyecto se ha demostrado que:

- La resina de laminación utilizada, conduce a una importante mejora en el tiempo global de reparación, con una reducción de **2 horas y media** con respecto al tiempo de reparación original, esto conlleva un claro ahorro económico para las compañías aéreas, además de reducir el tiempo de inutilización de la aeronave. Por otra parte, se produciría una reducción del aporte energético necesario, minimizando el impacto medioambiental para realizar una reparación en servicio.
- Se han ajustado los parámetros de reparación del material de protección frente al impacto de rayo para obtener reparaciones optimizadas.

2. INDICE

1. RESUMEN	2
2. INDICE	4
2.1 Índice de tablas	8
2.2 Índice de figuras	11
3. INTRODUCCIÓN	14
4. OBJETIVOS	15
5. ANTECEDENTES	17
6. METODOLOGÍA	20
7. MATERIALES COMPUESTOS	22
7.1 Introducción a los materiales compuestos	22
7.2 Matriz polimérica termoestable (resina epoxi)	24
7.3 Refuerzo de fibra de carbono	27
8. DAÑOS EN ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO	28
8.1 Tipos de daños	28
8.2 Detección de daños	29
9. REPARACIONES DE MATERIALES COMPUESTOS AVANZADOS	31
9.1 Introducción	31
9.2 Clasificación de daños y reparaciones de estructuras de material compuesto	32
9.3 Técnicas de reparación	33
9.3.1 Reparaciones mediante uniones mecánicas.	33
9.3.2 Técnicas de reparación adhesivas	34
9.3.3 Reparaciones mecánicas versus reparaciones adhesivas	35
9.3.4 Curado de reparaciones	36
9.3.5 Reparaciones mediante uniones mixtas	37
9.4 Materiales de reparación para uniones adhesivas	37
9.5 Protección contra el impacto de rayo y su reparación	39
10. ABSORCIÓN DE HUMEDAD EN MATERIALES COMPUESTOS	42
10.1 Efectos de la absorción de humedad en materiales compuestos	42
10.2 Mecanismos de absorción de agua en materiales compuestos	43
10.3 Efecto de la humedad previa al encolado en las propiedades de la unión	43
11. ENSAYOS	45
11.1 Contenido de los constituyentes en el material compuesto	45
11.1.1 Introducción a la técnica	45
11.1.2 Método de ensayo	45

11.1.3	Preparación de muestras	45
11.1.4	Cálculo del volumen de fibra, de resina y de huecos (determinación experimental)	46
11.1.5	Cálculo del volumen de fibra y espesor nominal (determinación a partir de propiedades del material y contenido en resina)	47
11.2	Ensayo de calorimetría diferencial de barrido	48
11.2.1	Introducción a la técnica	48
11.2.2	La calorimetría diferencial de barrido modulada (MDSC)	50
11.2.3	Equipo utilizado	51
11.2.4	Método de ensayo	51
11.2.5	Preparación de muestras	51
11.2.6	Cálculo del grado de curado en la resina	53
11.2.7	Cálculo del grado de curado en paneles	53
11.3	Análisis dinamo-mecánico	54
11.3.1	Introducción a la técnica	54
11.3.2	Equipo utilizado	57
11.3.3	Método de ensayo	57
11.3.4	Preparación de probetas	57
11.4	Ensayo de resistencia a cortadura interlaminar	58
11.4.1	Introducción a la técnica	58
11.4.2	Equipo utilizado	60
11.4.3	Método de ensayo	60
11.4.4	Preparación de probetas	61
11.5	Ensayo de resistencia a tracción de uniones escalonadas	61
11.5.1	Introducción a la técnica	61
11.5.2	Equipo	62
11.5.3	Método de ensayo	62
11.5.4	Preparación de probetas	62
11.6	Acondicionamientos	63
11.6.1	Secado	64
11.6.2	Acondicionamiento en humedad acelerado	66
11.7	Inspección no destructiva	68
11.7.1	Introducción a la técnica	68
11.7.2	Equipo utilizado	71
12.	FABRICACIÓN DE PROBETAS	73
12.1	Introducción a la fabricación de paneles	73
12.2	Número de telas y apilamientos utilizados	74
12.3	Aprovisionamiento de materiales y equipos	75
12.4	Fabricación de paneles para los ensayos de determinación de las propiedades básicas de los laminados de reparación	79
12.4.1	Esquema de la fabricación	79

12.4.2	Procedimiento para la fabricación de los paneles para ensayos de determinación de propiedades básicas de los laminados de reparación	79
12.5	Fabricación de paneles para ensayos de resistencia de uniones escalonadas	83
12.5.1	Esquema de la fabricación	83
12.5.2	Fabricación del laminado sustrato.	84
12.5.3	Encolado del material de reparación sobre los laminados sustrato	88
12.6	Metodología para el estudio de las reparaciones para la protección frente al rayo	91
12.6.1	Contexto	91
12.6.2	Parámetros estudiados	91
12.6.3	Esquema de la reparación	94
12.6.4	Procedimiento para realizar una reparación únicamente con malla	94
12.6.5	Procedimiento para simular una reparación con material de protección frente al impacto del rayo y tejido de fibra de carbono	97
12.6.6	Prueba de fabricabilidad final con el ciclo rápido seleccionado (30 minutos a 100 °C)	97
13.	RESULTADOS DE LA INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA	98
13.1	Resultados de los paneles fabricados para los ensayos de determinación de propiedades básicas del laminado de reparación	98
13.1.1	Ejemplo de la inspección no destructiva de un panel realizada con el equipo Omniscan	98
13.1.2	Inspección con lupa	100
13.2	Resultados de paneles fabricados para ensayos de resistencia de uniones escalonadas	102
13.2.1	Ejemplo de la inspección no destructiva del laminado sustrato	102
13.2.2	Ejemplo de inspección no destructiva del laminado sustrato con el material de reparación ya encolado	103
14.	DETERMINACIÓN DEL CICLO DE CURADO ÓPTIMO	104
14.1	Posibles ciclos de curado a estudiar	104
14.2	Resultados de DSC modulado para la resina de laminación fresca	105
14.2.1	Determinación de la entalpía de curado de la resina de laminación	105
14.3	Resultados de DSC modulado para la resina de laminación neta curada	106
14.4	Análisis comparativo de los ciclos de curado seleccionados	108
14.5	Resultados de los ensayos de DSC modulado para laminados de fibra de carbono y resina de laminación	110
14.6	Resultados de los ensayos de DMA para laminados de fibra de carbono y resina de laminación	114
14.7	Resultados de los ensayos de resistencia a cortadura interlaminar	119
14.8	Resultados de los ensayos de determinación del contenido de constituyentes para los laminados de fibra de carbono y resina de laminación	126
14.9	Resultados de la determinación del espesor de los laminados de fibra de carbono y resina de laminación	127
14.10	Análisis de los resultados de contenido de los constituyentes y del espesor de los laminados	129

14.11 Conclusiones de los ensayos de DMA e ILSS	130
14.12 Resultados de ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas	132
15. RESULTADOS OBTENIDOS CON EL MATERIAL DE PROTECCIÓN FRENTE AL IMPACTO DE RAYO.	143
15.1 Resultados de las pruebas realizadas con los materiales de protección frente al impacto de rayo de distinto gramaje y obtención de los parámetros de reparación óptimos	143
15.2 Resultados de las pruebas de fabricabilidad con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	150
16. CONCLUSIONES FINALES	157
16.1 Cumplimiento de los objetivos de este proyecto	157
16.2 Futuras líneas de investigación	158
17. BIBLIOGRAFÍA	160
18. AGRADECIMIENTOS	162

2.1 Índice de tablas

Tabla 1	Tabla de defectos y método apropiado de inspección no destructiva	30
Tabla 2	Valores de viscosidad y tiempo de trabajo de la resina de laminación	74
Tabla 3	Apilamientos y número de telas de los paneles de ensayo	74
Tabla 4	Relación de mezcla de la resina de laminación.	80
Tabla 5	Ciclos de curado utilizados en este ensayo	82
Tabla 6	Laminados de sustrato que se fabricaron	84
Tabla 7	Requerimientos del ciclo de curado en autoclave para el sustrato	85
Tabla 8	Mecanizado de los laminados sustrato	86
Tabla 9	Acondicionamiento del panel sustrato antes del encolado	87
Tabla 10	Ciclos de curado ensayados	93
Tabla 11	Ahorro en tiempo de los ciclos rápidos con respecto al ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	104
Tabla 12	Resultados de los ensayos de DSC modulado: curado de la resina de laminación fresca	105
Tabla 13	Resultados de los ensayos de DSCM de la resina neta para los ciclos indicados en el apartado 14.1	107
Tabla 14	Comparación de los tiempos de cada ciclo rápido con respecto al ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	110
Tabla 15	Resultados de los ensayos de DSC modulado para los distintos laminados curados con el ciclo de referencia y con los dos ciclos rápidos seleccionados	111
Tabla 16	Comparación de los valores medios de Tg onset para la resina neta y de Tg onset para los laminados (DSCM)	112
Tabla 17	Comparación de los valores medios de grado de curado de la resina neta y de grado de curado de los laminados (DSCM)	112
Tabla 18	Resultados de los ensayos de DSCM de diferentes laminados para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	113
Tabla 19	Contenido de humedad ganado o perdido durante los acondicionamientos	114
Tabla 20	Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	116
Tabla 21	Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	116
Tabla 22	Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	117
Tabla 23	Resultados de los ensayos de DSCM para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) y acondicionado en 70°C/85%HR equilibrio + seco a 40 °C (1 semana). Comprobación del posible post-curado	119
Tabla 24	Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	121
Tabla 25	Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	122
Tabla 26	Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C).	123

Tabla 27	Valores medios de los ensayos de ILLS para los tres ciclos con sus respectivos acondicionamientos	124
Tabla 28	Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	126
Tabla 29	Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	126
Tabla 30	Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	126
Tabla 31	Resumen de los resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para los tres ciclos de curado	127
Tabla 32	Valores de los espesores reales por probeta y por capa curada para los tres ciclos de curado. (Ensayos de DMA e ILSS)	128
Tabla 33	Propiedades de los constituyentes del material compuesto	129
Tabla 34	Estudio comparativo de los valores de volumen de fibra y espesor por capa curada obtenidos experimentalmente y teóricamente	129
Tabla 35	Contenido de humedad perdido por los laminados sustrato con el secado 72 h a 50 °C + 72 h a 70 °C + 90 °C equilibrio	132
Tabla 36	Contenido de humedad ganado por los laminado sustrato con el acondicionamiento 80 °C/85%HR equilibrio	133
Tabla 37	Contenido de humedad ganado por las probetas co-encoladas en el acondicionamiento de 336 ± 16 horas en agua a 70 °C	133
Tabla 38	Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	135
Tabla 39	Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco para el ciclo de rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	136
Tabla 40	Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	137
Tabla 41	Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	138
Tabla 42	Resumen de los resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones encoladas para el sustrato seco	141
Tabla 43	Resumen de los resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones encoladas para el sustrato seco y acondicionado a 80 °C / 85 % HR	141
Tabla 44	Resultados de las diferentes pruebas de reparaciones para la protección frente al impacto de rayo con el material metálico PRO1 (alto gramaje)	144
Tabla 45	Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO1 (alto gramaje)	145
Tabla 46	Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO1 (alto gramaje) + tejido de fibra de carbono	146
Tabla 47	Resultados de las diferentes pruebas de reparaciones para la protección frente al impacto de rayo con el material metálico PRO2 (bajo gramaje)	147
Tabla 48	Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)	148

Tabla 49	Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)+ tejido de fibra de carbono	148
----------	--	-----

2.2 Índice de figuras

Figura 1	Tareas y tiempo de una reparación cosmética típica	18
Figura 2	Formas comunes del refuerzo en un material compuesto	23
Figura 4	Proceso de fabricación de las fibras de carbono	27
Figura 5	Esquema del proceso de reparación en función del daño detectado	31
Figura 6	Reparación de uniones remachadas de un laminado de material compuesto	34
Figura 8	Diagrama de las zonas de impacto de rayo típicas de un avión comercial (SAE ARP 5414)	40
Figura 9	Termograma por DSCM	48
Figura 10	Transiciones típicas obtenidas por DSCM	48
Figura 11	Disposición de la muestra de referencia y de la muestra a estudio	49
Figura 12	Esquema del aparato de medida	49
Figura 13	Termograma reversible y no reversible obtenido en los ensayos de DSC de -50 °C a 250 °C	50
Figura 14	Equipo de DSC modulado	51
Figura 15	Cantidad necesaria de cada uno de los componentes para realizar la mezcla de resina para el ensayo de DSCM	51
Figura 16	Cápsulas de aluminio para DSCM	52
Figura 17	Ejemplo de una muestra del laminado y capsula de aluminio con dimensiones normalizadas para el DSCM	53
Figura 18	Respuesta de materiales elásticos, viscosos y visco-elásticos frente a un esfuerzo sinusoidal	55
Figura 19	Resultado de un ensayo de DMA donde se indica la determinación de los valores de Tg peak, Tg loss y Tg onset	56
Figura 20	Analizador dinamomécanico térmico TA instruments DMA Q800 y detalle de las mordazas de sujeción	57
Figura 21	Colocación de la probeta para ILSS y distancia entre los apoyos y actuador	58
Figura 22	Modos de fallo característicos en el ensayo de ILSS	59
Figura 23	Maquina de ensayo INSTRON serie 5800 - modelo 1185	60
Figura 24	Dimensiones de las probetas necesarias para realizar un ensayo de ILSS, indicando la dirección 0° de las fibras (de acuerdo a la norma EN 2563)	61
Figura 25	Maquina de ensayo MTS 810	62
Figura 26	Dimensiones de la probeta final con el escalonamiento (de acuerdo a la norma EN 6066)	63
Figura 27	Ejemplo de una probeta secada a 72h/50°C + 72h/70°C + 90°C hasta equilibrio	65
Figura 28	Ejemplo de una probeta acondicionada a 80°C/85%RH hasta equilibrio	67
Figura 29	Tipos de acoplamientos	69
Figura 30	Técnica de "Eco Pulsado"	70
Figura 31	Ejemplo de una probeta patrón	71
Figura 32	Equipo de inspección semiautomático: Omniscan MX2	71

Figura 33	Equipo de inspección automático: TEMUS-3	72
Figura 34	Registro del ciclo de curado de un panel (120 minutos a 80 °C)	77
Figura 35	Ejemplo del curado de un panel donde se observa la manta térmica, el controlador de la manta y el registrador de temperatura	77
Figura 37	Dimensiones de tejido seco de fibra de carbono necesario para fabricar los paneles	79
Figura 38	Impregnación del tejido siguiendo las instrucciones de SAE ARP 5319	80
Figura 39	Bolsa de vacío usada en la fabricación de los paneles	81
Figura 40	Situación de los termopares para registrar el ciclo de curado	82
Figura 41	Escalonamiento para el laminado sustrato	84
Figura 42	Bolsa de vacío para el laminado sustrato	85
Figura 43	Lijado automático	88
Figura 44	Limpieza con metil-etil-cetona	89
Figura 45	Método de limpieza con los dos trapos	89
Figura 46	Apilamiento del material de reparación (escalonamiento)	90
Figura 47	Configuración de la bolsa de vacío 1 (B1)	92
Figura 48	Configuración de la bolsa de vacío 2 (B2)	92
Figura 49	Configuración de la bolsa de vacío 1 modificada (B3)	93
Figura 50	Limpieza de la malla o foil metálico de protección contra el impacto de rayo	94
Figura 51	Impregnación del panel	96
Figura 52	Panel a inspeccionar. Ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	98
Figura 53	Escala de ganancia	98
Figura 54	C-Scan de la probeta patrón	99
Figura 55	C-Scan del panel a inspeccionar a 0 dB	99
Figura 56	C-Scan del panel a inspeccionar a 12 dB	100
Figura 57	C-scan de la probeta patrón y del panel a inspeccionar a 18 dB	100
Figura 59	Inspección no destructiva automática de dos paneles de 650 mm x 300 mm y un panel de 400 mm x 300 mm (C-Scan)	102
Figura 60	C-Scan del laminado sustrato con el material de reparación encolado	103
Figura 61	B-Scan de una probeta	103
Figura 62	Termograma típico del curado de la resina de laminación (DSCM)	105
Figura 63	Termograma típico de la resina de laminación neta curada (DSCM)	106
Figura 64	Comparación de la temperatura de transición vítrea de los cuatro ciclos rápidos seleccionados con el ciclo de referencia	108
Figura 65	Comparación del grado de curado de los cuatro ciclos rápidos seleccionados con el ciclo de referencia	109
Figura 66	Termograma típico del laminado de fibra de carbono y resina de laminación.	111
Figura 67	Gráfica representativa de un acondicionamiento en inmersión en agua a 70 °C durante 14 días (probetas del ciclo rápido 2)	115
Figura 68	Gráfica representativa de un acondicionamiento en cámara climática a 80°C/85%HR (probetas del ciclo rápido 1)	115

Figura 69	Registro típico de DMA para laminados de fibra de carbono y resina de laminación (ciclo 120 minutos a 80 °C, ensayo en condiciones seco a 40 °C)	117
Figura 70	Temperatura de curado frente a valores medios de Tg onset	118
Figura 71	Gráfico típico de carga (N) frente a deformación (mm) en los ensayos de ILSS de cinco muestras curadas a 80 °C durante 120 minutos ensayadas sin acondicionamiento	120
Figura 72	Ejemplo de una probeta ensayada donde se observa el fallo por cortadura interlaminar y compresión	124
Figura 73	Temperatura de curado frente a valores medios de resistencia (ILSS)	125
Figura 74	Gráfica representativa de un acondicionamiento en 80°C/85%HR hasta equilibrio con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100°C)	134
Figura 75	Ejemplo de rotura por descolado y por tracción en la semi-probeta de reparación de las probetas ensayadas a 23 °C (ciclo de referencia:120 minutos a 80 °C) (sustrato seco)	139
Figura 76	Ejemplo de rotura por descolado y por tracción en la semi-probeta de reparación de las probetas acondicionadas por inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 h y ensayadas a 100 °C (ciclo rápido 2: 30 minutos a 100 °C) (sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR equilibrio)	140
Figura 77	Resistencia de la unión encolada frente a temperatura de curado	141
Figura 78	Reparación óptima de PRO1 (alto gramaje)	146
Figura 79	Reparación óptima de PRO1 (alto gramaje) y telas de fibra de carbono	146
Figura 80	Reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)	148
Figura 81	Reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje) y telas de fibra de carbono	149
Figura 82	Registros de los termopares para los laminados de fibra de carbono y de fibra de vidrio con PRO1 (alto gramaje)	151
Figura 83	Paneles de fibra de carbono y de fibra de vidrio con el material de protección frente al impacto de rayo PRO1 (alto gramaje)	152
Figura 84	Fotografía con lupa del laminado de fibra de carbono con el material de protección contra el rayo de alto gramaje	152
Figura 85	Fotografía con lupa del laminado de fibra de vidrio con el material de protección contra el rayo de alto gramaje.	153
Figura 86	Registros de los termopares para los laminados de fibra de carbono y de fibra de vidrio con PRO2 (bajo gramaje)	154
Figura 87	Paneles de fibra de carbono y de fibra de vidrio con el material de protección frente al impacto de rayo PRO2 (gramaje bajo)	155
Figura 88	Fotografía con lupa del laminado de fibra de carbono con el material de protección contra el rayo de gramaje bajo	156
Figura 89	Fotografía con lupa del laminado de fibra de vidrio con el material de protección contra el rayo de gramaje bajo	156

3. INTRODUCCIÓN

Durante los últimos 50 años las estructuras fabricadas con materiales compuestos han demostrado sus ventajas para aplicaciones aeroespaciales de altas prestaciones. Por ello, su proporción se encuentra entre el 35-50% del peso estructural en la aviación civil, entre el 60-80% del peso estructural en helicópteros y entre el 40-50% en aviones de combate, la incorporación de este tipo de materiales sigue en aumento (53% para el futuro AIRBUS A350 XWB, que incorporará el fuselaje completo y estructuras de las alas).

Este uso masivo de materiales compuestos provoca la necesidad de desarrollar nuevas técnicas de reparación específicas más rápidas, más eficaces y económicas en estructuras de material compuesto.

Actualmente las técnicas de reparación adhesivas requieren un tiempo de inmovilización del avión alto. Este hecho es especialmente oneroso para las compañías aéreas, en las que hasta el 10% de sus costes operativos están ligados al mantenimiento y reparación de los aviones. Por esta razón es fundamental para ser más competitivos en el sector aeronáutico reducir dichos costes.

Acortando estos tiempos de reparación se consigue además reducir el impacto medioambiental por el menor consumo asociado de energía, fenómeno muy importante en la actualidad ya que se tiende a materias primas, procesos, productos y energías más comprometidos con el medio ambiente.

Este proyecto está enfocado a optimizar las reparaciones de las piezas de material compuesto de las aeronaves de tal forma que se realicen de una manera más rápida, eficaz y comprometida con el medio ambiente. Para ello se va a tratar de reducir o eliminar la etapa de secado previo al encolado y disminuir el tiempo de curado, además de poner a punto el proceso de reparación del material metálico de protección frente al impacto de rayo en las mismas condiciones.

4. OBJETIVOS

El objetivo principal de este proyecto es:

- La optimización de uno de los procesos más comunes de reparación encolada de materiales compuestos - reposición de telas y de los materiales metálicos de protección contra el impacto de rayo mediante el proceso de impregnación en húmedo - por medio de la reducción del tiempo de reparación.

Para conseguir este objetivo general se indican a continuación los objetivos específicos:

1. Optimización del ciclo de curado de la resina de laminación. Para conseguir este objetivo se debe:
 - Estudiar en la propia resina de laminación, la posibilidad de aplicar ciclos de curado rápido mediante la evaluación de sus propiedades térmicas.
 - Comprobar que las propiedades térmicas y mecánicas de laminados fabricados mediante el proceso de impregnación en húmedo con ciclos rápidos se mantienen respecto al ciclo de referencia.
 - Verificar que los ciclos de curado rápido no disminuyen las prestaciones del material frente al envejecimiento.
 - Verificar la robustez del ciclo rápido propuesto para espesores de reparación altos y frente a las tolerancias de tiempo y temperatura.
2. Reducción y posible eliminación de la etapa de secado previo al encolado de la estructura a reparar. Para conseguir este objetivo es necesario:
 - Determinar las propiedades mecánicas de la unión encolada realizada sobre el sustrato seco o sobre el sustrato saturado de humedad.
 - Verificar las prestaciones frente al envejecimiento de la unión encolada en condiciones de curado rápido y ausencia de secado en la estructura original.

3. Ajustar los parámetros de la reparación mediante impregnación en húmedo de los materiales metálicos de protección contra el impacto de rayo, de modo que se garantice en condiciones de curado rápido:
 - Una impregnación y encolados homogéneos del material de protección contra el impacto de rayos.
 - Un acabado superficial de acuerdo a los requerimientos aerodinámicos.
4. Señalar diferentes líneas de investigación para la continuación de la optimización de las soluciones de reparación.

5. ANTECEDENTES

En la referencia [1] se muestra una descripción detallada de las características y de los procesos de reparación de materiales compuestos avanzados.

Se explican en esta referencia técnicas y prácticas de reparación plenamente consolidadas y que son muy utilizadas por la industria aeronáutica. Sin embargo, la mayoría de esas técnicas no se encuentran optimizadas desde el punto de vista medioambiental puesto que suponen procesos con alto coste energético.

Existen diversos procesos de reparación de piezas fabricadas con material compuesto, sin embargo el que será objeto de estudio en este proyecto es la impregnación en húmedo. Esta técnica es de las más comúnmente utilizadas para reparaciones cosméticas.

Se requiere la realización de las siguientes operaciones para poder llevarla a cabo con éxito:

- I. Preparación de la zona de reparación (saneado y limpieza de la misma).
- II. Preparación de los materiales necesarios para realizar la reparación así como de los materiales necesarios para la bolsa de vacío.
- III. Preparación de la resina de laminación.
- IV. Impregnación de las telas y corte de las mismas.
- V. Apilamiento de las telas en el área de reparación.
- VI. Instalación de la bolsa de vacío.
- VII. Aplicación del ciclo de curado (manta térmica o estufa).
- VIII. Retirada de la bolsa de vacío.

En la Figura 1 se observan las tareas de esta reparación cosmética típica y el tiempo medio empleado en realizar cada una de ellas.



Figura 1 Tareas y tiempo de una reparación cosmética típica

Como se observa en la Figura 1, el tiempo total en realizar una reparación cosmética es de 6 a 7 horas, siendo las etapas más largas la etapa de secado previo al encolado y la etapa de curado de la resina de laminación. Además ambas etapas son las que requieren un consumo energético mayor. Por tanto para reducir el tiempo en una reparación cosmética y a la vez optimizarla desde el punto de vista medio-ambiental se puede reducir el tiempo empleado en la etapa de secado previo al encolado y/o reducir el tiempo empleado en la etapa de curado.

En este proyecto se ha estudiado la reducción tanto de la etapa de secado previo al encolado como del ciclo de curado.

Este objetivo es muy importante ya que a lo largo de la vida en servicio de un avión el mantenimiento se hará de manera recurrente. El coste asociado a estas operaciones es una importante parte de los gastos de explotación del sistema. El tiempo de inmovilización del avión para permitir reparaciones es, en sí mismo, también una fuente de importantes gastos de explotación, sobre todo si la parada no está prevista y conduce a retrasos o anulaciones de vuelos. Nuevos productos o técnicas que permitan, por ejemplo, reducir el tiempo de reparación o rebajar el uso de materiales auxiliares, pueden entonces servir de argumento comercial en el momento de vender los aviones. Por lo tanto, si los fabricantes de aviones publicitan mucho los ahorros de combustible relacionados con el bajo peso de los aviones nuevos, también lo hacen para la mejora de las técnicas de reparación.

La dificultad de la realización de reparaciones se tiene en cuenta en las etapas de concepción del avión, en el momento de elegir un material frente a otro o en el momento de elegir el coeficiente de seguridad. Mantener técnicas avanzadas de

reparación permite elegir materiales más novedosos para la fabricación de los componentes y da más flexibilidad a los ingenieros de diseño. Por lo tanto, avanzar en los procesos de reparación es también una forma de mejorar las propiedades de los aviones diseñados.

Mejorar las soluciones de reparación es por lo tanto una actividad fundamental para la competitividad de AIRBUS OPERATIONS S.L. No ha de extrañar el importante esfuerzo realizado en este campo. De hecho, en dos proyectos fin de carrera, realizados en el mismo departamento (*Materiales y Procesos – Tecnología de Materiales Compuestos*) se investigaron los mismos aspectos de las reparaciones: la reducción del tiempo de curado, la influencia de la humedad en el sustrato y la posible reducción o eliminación del tiempo de secado.

En uno de estos proyectos ([2]) el estudio se centró en materiales de reparación de alta temperatura de curado y de tipo adhesivo film y material preimpregnado. En el proyecto indicado en la referencia [3], se estudió un adhesivo en pasta de dos componentes y su posible utilización para reparaciones mediante impregnación en húmedo con ciclos rápidos. Si bien las propiedades fueron satisfactorias, se encontró una considerable dificultad práctica en la alta viscosidad del producto, indicándose la necesidad de investigar productos de menor viscosidad. En este Proyecto se continúa con esta línea de investigación con una resina de laminación de baja viscosidad y se inscribe en el trabajo continuado de Airbus en la mejora de las técnicas de reparación.

6. METODOLOGÍA

Se detalla a continuación la metodología seguida en este proyecto para poder alcanzar los objetivos enumerados en el apartado 1.

1. Estudio bibliográfico y preparación teórica en el área de reparaciones encoladas para la industria aeronáutica.
2. Estudio de los antecedentes disponibles directamente relacionados con los objetivos de este proyecto, en particular: las propiedades de la resina de laminación, la técnica de impregnación en húmedo y el proceso completo de reparación, y las técnicas de laboratorio y de taller.
3. Caracterización en la resina de laminación neta de los ciclos de curado rápido, de modo que las propiedades se mantengan o mejoren respecto al ciclo de referencia que se venía utilizando.
4. Fabricación de paneles con los ciclos rápidos seleccionados y acondicionamiento de los mismos para posteriores ensayos físico-químicos y mecánicos verificando que las propiedades del material de reparación (resina de laminación + refuerzo de fibra de carbono) también se mantienen o mejoran respecto a las que se obtenían con el ciclo de referencia.
5. Fabricación y acondicionamiento de paneles para ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el ciclo rápido finalmente seleccionado y el ciclo de referencia en condiciones de sustrato seco y sustrato saturado de humedad.
6. Realización de reparaciones de la protección frente al rayo primeramente sólo con los materiales de protección frente al impacto de rayo y posteriormente con dichos materiales y tejido de fibra de carbono para simular la reparación de un daño en la estructura.
7. Prueba de fabricabilidad con los materiales metálicos de protección frente al impacto de rayo y el ciclo rápido seleccionado.

8. Conclusiones sobre las propiedades y las prestaciones de la reparación mediante impregnación en húmedo de la estructura y de los materiales metálicos de protección frente al impacto de rayo, así como del nuevo ciclo de curado.

7. MATERIALES COMPUESTOS

7.1 Introducción a los materiales compuestos

En su forma más básica los materiales compuestos son aquellos que están formados por al menos dos elementos distintos trabajando juntos con unas propiedades totalmente diferentes a las de cada material por separado.

En la práctica la mayoría de los materiales compuestos están formados por un material de unión (la fase continua) y un material de refuerzo, normalmente en forma de fibra.

Las fibras constituyen la fase discontinua del material compuesto. Las funciones son:

- Proporcionar resistencia y tenacidad al material compuesto.
- Determinan el comportamiento mecánico del material dependiendo del tipo de fibra y de la orientación.

La matriz es un producto químico de origen sintético o natural y estructura compleja.

Las funciones son:

- Proporciona la cohesión entre fibras.
- Transmitir las cargas aplicadas.
- Proteger a las fibras del daño mecánico y del medio ambiente.

Los materiales compuestos se pueden clasificar por los constituyentes de la matriz o por el tipo de refuerzo.

Según los constituyentes de la matriz se clasifican en:

- Material compuesto de matriz orgánica (OMC's) que incluye los materiales compuestos de matriz polimérica (PMC's) y los materiales compuestos de matriz de carbono, este tipo de material compuesto está formado por polímeros orgánicos pero incluye un paso extra que es la carbonización y densificación del material polimérico original.
- Material compuesto de matriz metálica (MMC's).
- Material compuesto de matriz cerámica. (CMC's)

Según el tipo de refuerzo se clasifican en:

- Refuerzo en forma de partículas.
- Refuerzo en forma de *whiskers*.
- Refuerzo en forma de fibras continuas.
- Refuerzo en forma de tejido.

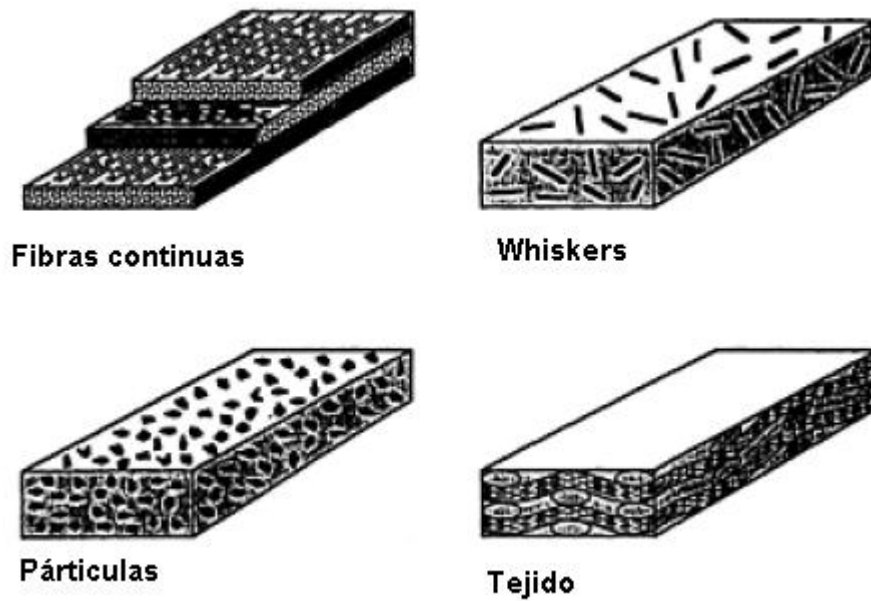


Figura 2 Formas comunes del refuerzo en un material compuesto

Los materiales compuestos tienen tanto ventajas como desventajas cuando son comparados con los materiales metálicos a los que reemplazan.

Ventajas de los materiales compuestos:

- Altas prestaciones con un peso bajo, lo que reduce el consumo de carburantes. Se pueden obtener excelentes relaciones tensión-peso y dureza-peso con los materiales compuestos, por esta razón es usual expresar la tensión y la dureza dividida por la densidad.
- Los patrones de laminación y el apilamiento de telas pueden ser diseñados de tal forma que se adquieran propiedades mecánicas óptimas en todas las direcciones.
- Es más fácil lograr perfiles aerodinámicos suaves, de modo que partes con curvaturas complejas pueden ser realizadas en una única operación.
- Se reducen costes de producción. Los materiales compuestos pueden ser fabricados por un amplio rango de procesos.
- Ofrecen excelente resistencia a la corrosión, ataque químico y exposición a la intemperie.

Desventajas de materiales compuestos:

- Los materiales compuestos son más quebradizos que los metales, por esta razón son más fáciles de dañar.
- Las reparaciones introducen nuevos problemas, por las siguientes razones:
 - Los materiales necesitan transporte y almacenaje refrigerado. Además pueden caducar.
 - Son necesarias en muchos casos altas temperaturas de curado, por lo que se necesitan equipos especializados.
 - Curar tanto a temperatura ambiente como con la aplicación de calor consume tiempo.
- Los materiales compuestos deben ser limpiados de todos los contaminantes antes de la reparación.
- Los materiales compuestos deben ser secados antes de la reparación porque todas las matrices de resina y algunas fibras absorben humedad y se conoce el efecto perjudicial de la humedad sobre las uniones encoladas (ver apartado 10.3).

En este proyecto se van a estudiar los ***Materiales Compuestos Avanzados***, esta denominación se le da a aquellos materiales compuestos que se utilizan en aplicaciones muy críticas como en este caso la industria aeronáutica. Los materiales compuestos avanzados son aquellos formados por una matriz polimérica y un refuerzo de fibras de altísima rigidez. En este proyecto se va a estudiar aquellos compuestos con una matriz polimérica termoestable (epoxi) y un refuerzo de fibras de carbono.

7.2 Matriz polimérica termoestable (resina epoxi)

El mecanismo de la reacción de polimerización de un monómero epoxi por adición de un entrecruzante amina se muestra en la Figura 3. El proceso ocurre mediante varias reacciones en cadena. Primero, un anillo oxirano reacciona con la amina primaria formándose un grupo hidroxilo y una amina secundaria. Ésta, a su vez, puede reaccionar con otro grupo epoxi para dar lugar a una amina terciaria y otro grupo hidroxilo. Por tanto, a medida que avanza la reacción, aumenta el número de grupos hidroxilo en la matriz epoxídica. Éstos, además, provocan un efecto autocatalítico, mediante su interacción con otros grupos epoxi forman un complejo trimolecular, que debilita el enlace oxirano y facilita el ataque nucleófilo por parte de las aminas.

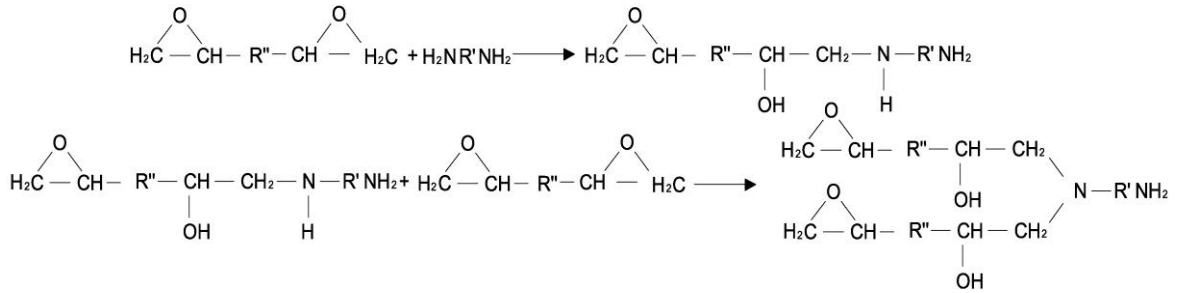


Figura 3 Mecanismo de reacción epoxi/amina

Las temperaturas de curado de los sistemas epoxídicos oscilan entre - 40 y 200 °C en función del agente de curado utilizado. De hecho, uno de los criterios de clasificación más comunes de las resinas epoxídicas es en base a su temperatura de curado:

- **Resinas que curan a temperatura ambiente (<60°C).** Los agentes de entrecruzamiento utilizados suelen ser aminas alifáticas y poliamidas. Entre las aminas alifáticas más utilizadas se encuentran, dietildiamina (DETA), trietiltetramina (TETA) y tetraetilpentamina (TEPA). Se caracterizan por mostrar bajas velocidades de curado, por lo que suele ser necesario el empleo de catalizadores. Además, las resinas sintetizadas suelen presentar bajos grados de conversión. Debido a su curado incompleto tienen una baja temperatura de transición vítrea, un alto riesgo de carbonatación de los grupos amina no reaccionados y una elevada tendencia a absorber de agua
- **Resinas que curan a temperaturas moderadas (~ 100°C).** Los agentes de curado utilizados son aminas aromáticas. La reactividad de las aminas incrementa con su carácter nucleófilo, las aminas alifáticas son menos reactivas que las cicloalifáticas y las más reactivas son las aminas aromáticas. Las aminas aromáticas más utilizadas como agentes de curado de resinas epoxi son 4,4'-diaminodifenilmetano (DDM), 4,4' diaminodifenilsulfona (DDS) y m-fenildiamina (MDPA). Las resinas obtenidas por este procedimiento poseen alto grado de entrecruzamiento, lo que les confiere una elevada resistencia mecánica y química, alta temperatura de transición vítrea, pero también una gran fragilidad. Las resinas epoxi / amina aromática son muy utilizadas como matrices de materiales compuestos.

- **Resinas que curan a alta temperatura (> 200°C).** En este caso se utilizan aminas aromáticas y anhídridos, como agentes de curado y se suelen añadir aditivos y catalizadores específicos. Suelen ser formulaciones extremadamente caras. Se obtienen resinas epoxídicas de altas prestaciones, debido a su elevada resistencia química y térmica.

Las aplicaciones de las resinas epoxi en materiales son extensas, como recubrimientos, adhesivos y materiales compuestos, sobre todo los que usan refuerzos de fibra de carbono y fibra de vidrio. La química de los epoxis y el abanico disponible de aplicaciones comerciales permite curar los polímeros y conseguir un amplio rango de propiedades.

7.2.1.1 Ventajas de las resinas termoestables

- Las resinas termoestables curan a temperaturas más bajas que las termoplásticas.
- Las resinas que se comercializan en dos partes pueden curar a temperatura ambiente y se puede disminuir el tiempo de curado aumentando la temperatura a más de 80 °C.
- Debido al amplio margen de temperaturas de curado, sobre todo en las resinas epoxi, se pueden hacer reparaciones a temperaturas más bajas que la de curado.
- Se puede mecanizar a temperaturas más bajas que los termoplásticos.
- En general, poseen una buena resistencia química, pero hay que revisar la resistencia cuando un producto químico entra en contacto con la resina.

7.2.1.2 Desventajas de las resinas termoestables

- El proceso es lento ya que se tienen que almacenar en ambiente refrigerado, posteriormente llevarles hasta temperatura ambiente para finalmente curarlos.
- Dureza y resistencia relativamente bajas.
- Pueden ser peligrosas para la salud.
- Procesos de reparación lentos.

7.3 Refuerzo de fibra de carbono

Las fibras de carbono son producidas mediante carbonización o pirolización de un filamento orgánico, el cual es más fácil de estirar ó hilar en tramos largos, delgados y continuos. El filamento orgánico, conocido como precursor más usado es el poliacrilonitrilo (PAN). Las altas temperaturas descomponen el polímero orgánico extrayendo todos los elementos excepto el carbono. Conforme se incrementa la temperatura de carbonización de 1000 °C a 3000 °C la resistencia a la tensión se reduce en tanto que el módulo de elasticidad aumenta. Una vez formadas, se les aplica un tratamiento superficial para mejorar la adherencia a la matriz y proteger las fibras durante su manipulación. En la Figura 4 se muestra el proceso de fabricación de las fibras de carbono.

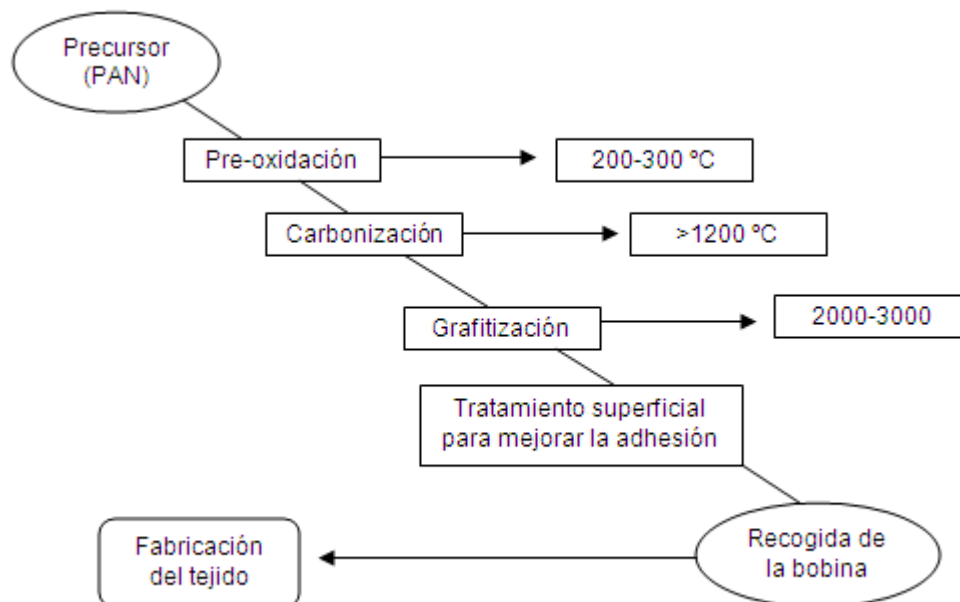


Figura 4 Proceso de fabricación de las fibras de carbono

La fibra de carbono tiene la más alta rigidez específica de cualquier fibra comercial disponible, alta resistencia a tracción y compresión, y muy alta resistencia a corrosión y fatiga. Sin embargo tiene baja resistencia al impacto.

8. DAÑOS EN ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO

8.1 Tipos de daños

- **Erosión:** afecta fundamentalmente al borde de ataque de componentes expuestos directamente al flujo de aire. Puede reducir la resistencia del componente e incluso permitir el ingreso de líquidos.
- **Despegado:** consiste en la separación entre dos elementos estructurales diferenciados (por ejemplo, entre una estructura panel de abeja y las láminas de pre-impregnado que la rodean). Para la desunión entre láminas se utiliza el término delaminación.
- **Delaminación:** ocurre cuando dos láminas de un elemento estructural se despegan. Algunas de las causas que originan este tipo de daño son los ciclos de curado incorrectos o los daños por impacto apenas visibles.
- **Agrietamiento:** Aparece normalmente como consecuencia de la unión entre piezas de material compuesto con piezas metálicas, ya que poseen distintos coeficientes de expansión.
- **Daño por calor:** las principales fuentes de calor durante la vida en servicio de la pieza son los impactos de rayos, sobrecalentamiento de los motores o incluso durante un aterrizaje el sobrecalentamiento de los discos de freno. Además del que pudiera ocasionarse durante el ciclo de curado si éste es incorrecto.
- **Daño químico:** Suele estar asociado a una larga exposición a fluidos hidráulicos o decapantes de pinturas, especialmente los que llevan diclorometano.
- **Ingresión de líquido:** Todos los materiales compuestos poseen una importante higroscopia, la cual origina una reducción de las propiedades químicas y mecánicas del material, como la disminución de la temperatura de transición vítrea y de las propiedades que dependen de la resina. Este fenómeno es conocido y se tiene en cuenta durante la fase de diseño y dimensionado mediante Factores de Corrección Ambientales (*Environmental Knock-Down Factor*, EKDF). Sin embargo, la ingresión accidental de líquido,

agua, o agua combinada con agentes químicos (fluidos hidráulicos, fuel, descongelante, etc.) sí puede provocar un deterioro no previsto en los componentes. Son especialmente importantes los daños por estas causas en estructuras de tipo sándwich que pueden llegar a producir un descolado completo de las pieles y el núcleo.

8.2 Detección de daños

Para la detección de daños existen una gran variedad de técnicas de Inspección No Destructiva.

Inspección no destructiva es aquella que para su aplicación se sirve de equipos, instrumentos o materiales específicos y que sin dañar el elemento o estructura, permite la detección y evaluación de discontinuidades.

La inspección no destructiva exige la utilización de equipos y/o materiales especiales, personal con formación y certificación específica, y en determinados casos, adopción de medidas especiales.

Las principales técnicas de inspección no destructiva y el principio físico en el que se basan son:

Inspección visual	→	Luz visible
Líquidos penetrantes	→	Tensión superficial
Rayos X	→	Energía electromagnética
Corrientes inducidas	→	Energía electromagnética
Ultrasonidos	→	Energía elástica
<i>Tap coin</i>	→	Energía acústica
Termografía	→	Radiación infrarroja

Las etapas básicas para realizar con éxito una inspección no destructiva son:

1. Selección del método y la técnica.
2. Comprobación y validación del método.
3. Calibración del proceso.
4. Realización de los ensayos.
5. Obtención de las indicaciones y registro de inspección.
6. Interpretación de indicaciones
7. Evaluación de indicaciones
8. Reporte de ensayo.

Los criterios de selección de una técnica u otra son:

- Escenario de la aplicación.
- Material del componente
- Defectología a detectar.
- Requerimientos de inspección.
- Tamaño y configuración geométrica del elemento a inspeccionar.
- Recursos disponibles.
- Coste de la inspección.

La Tabla 1 muestra en función del tipo de daño los métodos de inspección no destructiva más apropiados.

Tabla 1 Tabla de defectos y método apropiado de inspección no destructiva

Daño	Visual	<i>Tap coin</i>	Ultrasonidos	Termografía	Rayos X	Corrientes inducidas
Despegado	x	x	x	x		
Delaminación	x	x	x	x		
Agrietamiento	x		x		x	
Daño por calor	x	x	x			x
Daño químico	x					
Ingresión de líquidos			x	x	x	

En el apartado 11.7 se desarrollará ampliamente el método de inspección usado en este proyecto: **ultrasonidos**.

9. REPARACIONES DE MATERIALES COMPUESTOS AVANZADOS

9.1 Introducción

Para realizar las reparaciones con éxito se requiere un perfecto conocimiento de la estructura del material compuesto y de las uniones del mismo con estructuras metálicas. A estos dos aspectos hay que unir otras consideraciones como la eliminación del daño, la preparación superficial, la selección de materiales y la aplicación de los mismos, es decir, requiere un proceso de ingeniería bien definido. El nivel de reparación se determinará en función del tipo de daño, de los requerimientos operacionales y de las capacidades de la estación de reparación.

Cuando un daño es detectado se evaluará si es reparable o no; en caso de no ser reparable la pieza se cambiará por una nueva, en cambio si es reparable se debe evaluar que tipo de reparación es necesaria y si tras la misma la pieza puede entrar en servicio ó continua teniendo daños. Se representa de forma esquemática este proceso en la Figura 5.

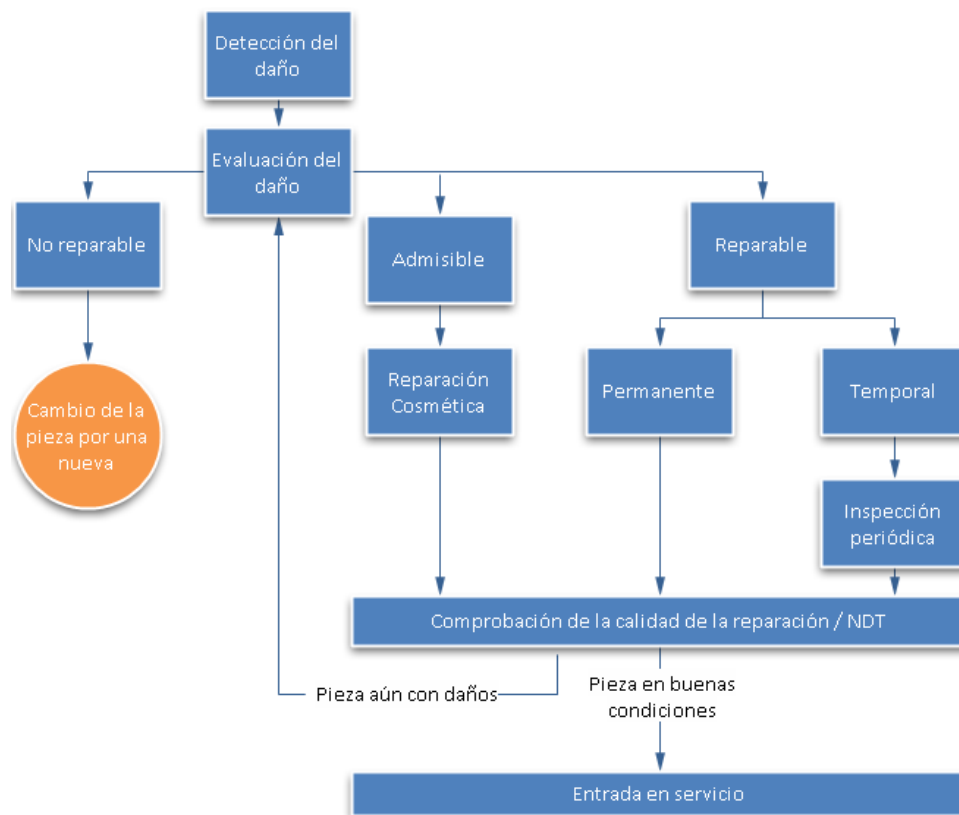


Figura 5 Esquema del proceso de reparación en función del daño detectado

Generalmente, es más económico reparar la estructura del material compuesto que reemplazarla; esta es la razón de la continua optimización en el campo de las reparaciones de materiales compuestos avanzados.

9.2 Clasificación de daños y reparaciones de estructuras de material compuesto

Los daños o defectos en las estructuras se clasifican en categorías relacionadas con la capacidad de la estructura dañada para soportar o no las cargas para las que está diseñada. Se entiende por:

- Carga límite, la carga máxima a la cual se prevé que será sometida la estructura del avión a lo largo de su vida en servicio. La estructura tiene que ser diseñada para soportar esa carga sin que aparezcan deformaciones o esfuerzos que pongan en peligro la utilización del avión.
- Carga última, la carga límite multiplicada por un factor de seguridad. La estructura tiene que soportar esa carga sin fallar.

En función de estas cargas se definen los daños como:

- **Daños admisibles o leves:** esos daños son lo suficiente pequeños o afectan a zonas lo suficientemente poco cargadas para que la resistencia remanente de la estructura sostenga la carga última. En este caso las reparaciones son necesarias para mantener la protección superficial o prevenir la propagación del daño. Las propiedades mecánicas de la reparación tienen que ser lo suficiente buenas para garantizar la durabilidad de la misma y la compatibilidad con el sustrato de altas prestaciones. Los requisitos mecánicos son a pesar de ello significativamente más bajos que los de la estructura a reparar y por ello se suelen denominar **reparaciones cosméticas**.
- Daños **reparables:** esos daños bajan las propiedades estructurales debajo de los requisitos mínimos, es decir que disminuye la resistencia debajo de la carga última o incluso si son muy severos, por debajo de la carga límite. En este caso la reparación tiene que restaurar las cualidades mecánicas de la estructura y tiene requerimientos mecánicos importantes. Se habla entonces de **reparaciones estructurales**.
- Daños **No Reparables**, que dan lugar al cambio de la pieza por una nueva.

Las reparaciones estructurales, para dar flexibilidad al mantenimiento del avión, pueden ser aplicadas con carácter temporal o permanente:

- Reparaciones **temporales**, que inmovilizan el avión un tiempo corto, pero valen solo para un determinado número de vuelos.
- Reparaciones **permanentes**, que involucran más tiempo de inmovilización, más operaciones y más utillaje.

Las reparaciones también tienen que restaurar la funcionalidad completa del componente dañado y no solo la resistencia mecánica: si el componente original lleva protecciones especiales (contra el impacto de rayo, contra el fuego, contra las temperaturas extremas, etc.) la reparación tiene que incluir etapas y materiales específicos de restauración de dichas protecciones. En piezas de tipo sándwich es importante que la reparación garantice la estanqueidad original de los mismos. En todos los casos es importante respetar los requerimientos de contorno aerodinámico. Dependiendo de estas clasificaciones y de las propiedades a restaurar, la documentación relevante, típicamente el Manual de Reparaciones Estructurales (conocido normalmente por sus siglas en inglés: SRM, *Structural Repair Manual*), define los tamaños de daños admisibles y reparables, los tipos de reparación, los materiales a utilizar y los procedimientos aceptables.

9.3 Técnicas de reparación

Existen diversos métodos para realizar una reparación, tal y como indica la referencia [1], y la misión de cada uno de ellos es mantener los componentes en óptimas condiciones. Los tipos de reparaciones más frecuentes se indican a continuación junto con sus ventajas e inconvenientes.

9.3.1 Reparaciones mediante uniones mecánicas.

En este tipo de reparaciones se instala sobre el área dañada, una vez saneada, un refuerzo o parche metálico o del mismo material compuesto original pre-curado, que se remacha a continuación. Estas reparaciones se aplican a piezas de laminado sólido cuando los daños son considerables y tienen por objeto restaurar la rigidez y resistencia originales del componente. Este método es fácilmente aplicable a superficies planas, pero sin embargo no es factible para piezas con curvaturas pronunciadas o para piezas de tipo sándwich.

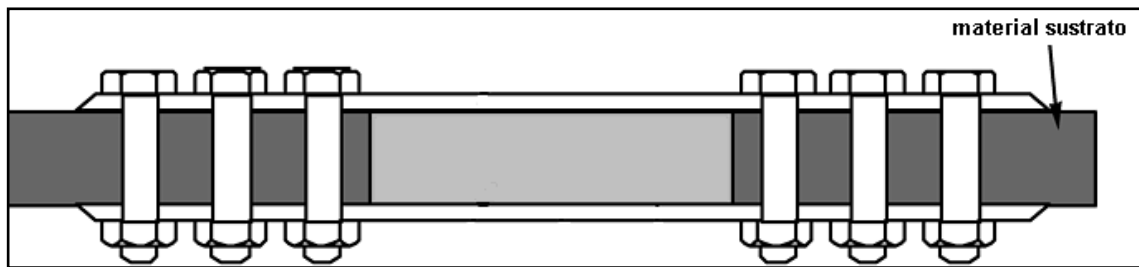


Figura 6 Reparación de uniones remachadas de un laminado de material compuesto

9.3.2 Técnicas de reparación adhesivas

Existen varios tipos de uniones en las que para la unión intervienen adhesivos o resinas:

- **Cinta de aluminio.** Una cara de la cinta se encuentra impregnada con un adhesivo de tal forma que esta cara se adhiere a la superficie que será objeto de reparación. Antes de colocar la cinta, la superficie debe quedar limpia de residuos y no debe haber filtración de líquidos por la misma. Este tipo de reparación no proporciona resistencia alguna pero sirve para prevenir que el daño empeore por tanto esta reparación se aplica a daños leves y temporales. Además hay que tener un especial cuidado con los alrededores de la zona que va a ser reparada, ya que el aluminio es conductor eléctrico. Por eso es recomendable cubrirlo con una cinta adhesiva plástica aislante.
- **Relleno con resinas.** Este tipo de reparación se realiza cuando aparece una pequeña área dañada en un componente de panel de nido de abeja y las dimensiones del daño entran dentro de los límites aceptables. El agujero se rellena en este caso con una resina o adhesivo adecuados que curen a temperatura ambiente. Este tipo de reparación impedirá temporalmente la infiltración de agua hasta que se lleve a cabo una reparación permanente del daño. Conviene cubrir la reparación con cinta de aluminio para evitar la absorción de agua en la resina.
- **Sellado con resina:** Consiste en impregnar una resina sobre el daño para retener las fibras. Es una reparación temporal en la que no se recuperan las propiedades mecánicas originales, únicamente se previene la progresión del daño.

- **Refuerzos pre-curados encolados.** En este tipo de reparaciones se instala sobre el área dañada, una vez saneada, un refuerzo o parche del mismo material compuesto original pre-curado o de un material de reparación pre-curado, que se encola a continuación. Este método es fácilmente aplicable a superficies planas, pero sin embargo no es factible para piezas con curvaturas pronunciadas.
- **Refuerzos co-encolados.** Se restaura la estructura mediante la instalación de materiales compuestos en fresco y curados posteriormente in-situ. En estas reparaciones se deben reemplazar las telas originales dañadas del componente por telas de materiales de reparación. Mediante este método se pueden reparar superficies curvas y componentes de panel de nido de abeja.

9.3.3 Reparaciones mecánicas versus reparaciones adhesivas

A la hora de comparar las reparaciones mediante uniones mecánicas respecto de las que involucran uniones adhesivas, éstas presentan cinco claras **ventajas**:

1. Presentan una superficie libre de irregularidades y aerodinámicamente limpia.
2. No se requieren taladros en el material base que lo debiliten estructuralmente
3. Reduce la concentración de esfuerzos debido a su distribución en la línea de unión
4. La unión es más rígida y más ligera a igual resistencia.
5. Permite unir diferentes materiales ya que acomoda diferencias en el coeficiente de expansión.

Por otra parte, una reparación mediante uniones adhesivas conlleva una serie de **inconvenientes** que hay que tener en cuenta:

1. La preparación superficial previa al encolado es una etapa crítica.
2. Existe una variabilidad de las propiedades del adhesivo con la temperatura, lo que hace necesario un diseño más complejo de la unión.
3. Existe una menor fiabilidad de la unión, ya que los ensayos no destructivos son menos robustos.
4. La humedad ambiental afecta a las propiedades de la unión por lo que es necesario dimensionar la reparación considerándola y aplicando los EKDF (*Environmental Knock-Down Factor*) adecuados.

5. Requiere complejos estudios de la unión mediante técnicas de análisis por elementos finitos.
6. Se puede originar un nuevo modo de fallo, ya que la unión adhesiva induce tensiones de pelado que pueden provocar un fallo por delaminación en la que no rompe el adhesivo, sino que se lleva por delante las láminas a que se une.

9.3.4 Curado de reparaciones

Las reparaciones adhesivas requieren normalmente la aplicación de calor para el curado de los materiales de reparación. El uso del autoclave en estos casos no es normalmente posible, por lo que se emplea típicamente una manta térmica, encargada no sólo de comunicar el calor necesario, sino también la presión de vacío requerida. El esquema es el mostrado en la 0.

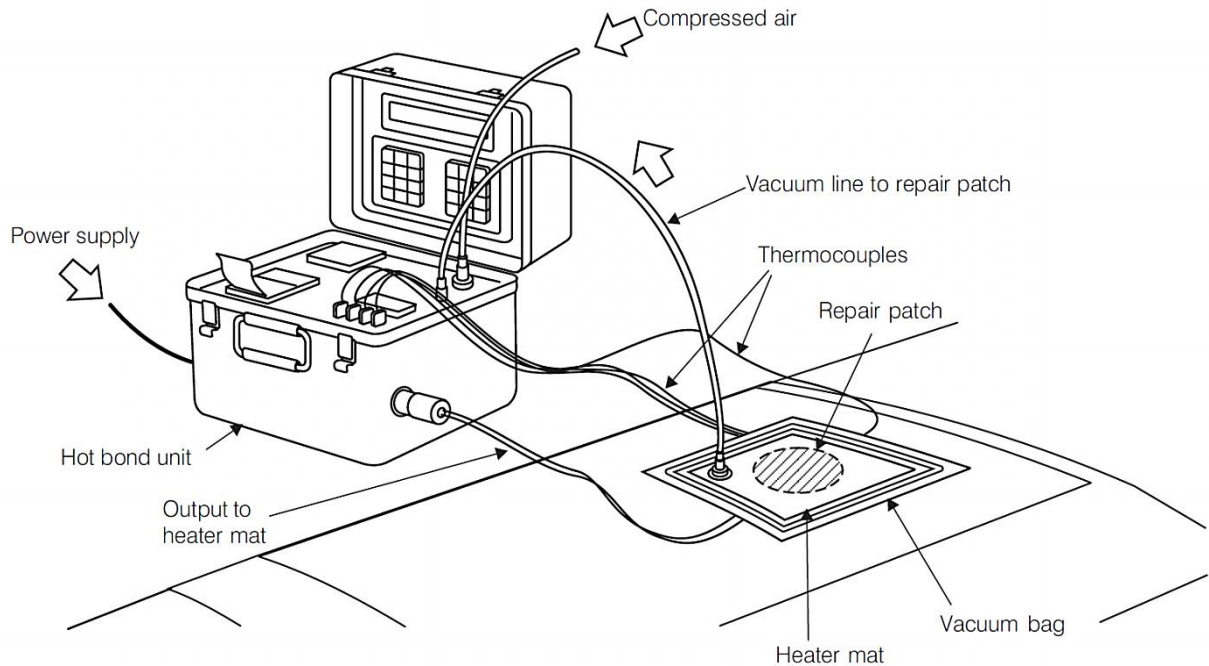


Figura 7 Curado de reparaciones mediante manta térmica

9.3.5 Reparaciones mediante uniones mixtas

En este tipo de reparación se emplean a la vez uniones adhesivas y uniones mecánicas, presentando características de ambas. En una unión mixta el adhesivo impide el desplazamiento de las láminas hasta que rompe, momento en el que comienzan a trabajar los remaches. Por ello una unión no tiene doble resistencia, sino que el remache funciona como elemento de seguridad frente a un posible fallo del adhesivo.

Aun así, una unión mixta presenta la ventaja frente a las uniones sólo adhesivas de evitar los esfuerzos de pelado, mejorar la fatiga y proporcionar seguridad ante un posible fallo del adhesivo. Así mismo, las uniones mixtas proporcionan un efecto sellante y de amortiguación de vibraciones frente a las uniones solamente remachadas.

9.4 Materiales de reparación para uniones adhesivas

- **Material preimpregnado original de la pieza.**

El uso de este tipo de materiales está asociado a la fase de producción, es decir cuando el componente ha resultado dañado antes de su montaje o ensamblaje en la estructura final.

Requieren el uso de autoclave para la adecuada compactación de las telas de reparación. Sin embargo, el calentamiento se suele realizar de forma local mediante la instalación de mantas térmicas para evitar la posible deformación de la pieza por tensiones térmicas. La calidad de la reparación es óptima.

- **Material preimpregnado de reparación.**

Estos materiales se requieren cuando el componente ha sufrido un daño accidental una vez ensamblado o durante la vida en servicio del avión.

Presentan el mismo tipo de refuerzo o tejido original, pero la resina (que ha de tener una viscosidad y reología adecuadas para la buena compactación de las telas con la aplicación única de presión de vacío) se puede procesar a temperatura más baja que la necesaria para el curado del material original.

Los materiales preimpregnados de reparación caducan y además requieren almacenamiento a baja temperatura.

La estructura dañada se debe someterse a un proceso de secado (de aproximadamente 24 horas) en la zona de reparación para que la humedad

absorbida por el material original no interfiera durante el proceso de curado del preimpregnado de reparación. Este proceso de secado contribuye a alargar el tiempo y el consumo energético de la reparación. Para la correcta adhesión de las telas de reparación a la estructura original, es necesaria la instalación de una capa intermedia de adhesivo en film. Finalmente se aplica calor pues el curado se realiza entre 120°C y 130°C.

No es la solución más económica, pero permite realizar reparaciones estructurales y por extensión cosméticas.

- **Tejido o refuerzo seco que se impregna in-situ con una resina de laminación o adhesivo adecuados.**

No es necesario el almacenamiento a baja temperatura de las resinas de laminación o los adhesivos ni de los tejidos o refuerzos secos, además las resinas se pueden almacenar durante periodos de tiempo más prolongados y presentan buenas propiedades cuando se procesan a temperatura ambiente.

El proceso de secado de la estructura original se limita a una o dos horas de calentamiento. No es necesaria la instalación de la capa intermedia de adhesivos en film para la correcta adhesión al componente.

El principal inconveniente es la variabilidad que se puede originar en las propiedades del material de reparación por la necesidad de pesar, mezclar e impregnar manualmente. Esa técnica se aplica principalmente para reparaciones cosméticas y se llama comúnmente *impregnación en húmedo* (método desarrollado en este proyecto).

9.5 Protección contra el impacto de rayo y su reparación

Los aviones a menudo se ven en riesgo de recibir un impacto de rayo cuando vuelan por una región altamente cargada. Las estadísticas de vuelo de las aerolíneas señalan que un avión puede recibir el impacto de un rayo entre cada 1000 y 10000 horas de vuelo. Para un avión comercial esto es equivalente a un impacto anual.

En los aviones hay zonas con alta probabilidad de impacto de rayo. La protección de la estructura de material compuesto por un material conductor se requiere en zonas de impacto de rayo y al otro lado de las mismas para evitar el daño causado por las corrientes inducidas. Las zonas de impacto de rayo más comunes son: las alas y la nariz.

El principio de protección frente al impacto de rayo consiste en permitir el flujo del mismo por el revestimiento del avión, aislando el resto.

El constante aumento en el uso de material compuesto en las aeronaves hace necesario un estudio más cuidadoso de este fenómeno para mantener la seguridad frente a estos eventos. Ya que la resistencia eléctrica generada por el impacto de rayo puede causar aumentos de temperatura, delaminaciones, despegado, quemaduras, así como efectos indirectos (destruir equipos electrónicos no protegidos).

Por tanto los principales objetivos de la protección frente al impacto de rayo son:

- Prevenir daños catastróficos en la estructura.
- Prevenir el riesgo de las personas.
- Prevenir la pérdida de la navegabilidad de la aeronave.
- Prevenir la ignición del combustible.

Para que el material de protección frente al impacto de rayo cumpla con los requerimientos es necesario que soporte tanto el impacto del rayo como la distribución de la carga.

De acuerdo con SAE ARP 5414 [7] la superficie de una aeronave se puede dividir en tres regiones, llamadas *zonas de impacto de rayo*:

- La zona 1 es donde es más probable que se produzca el impacto.
- La zona 2 es donde se produce la distribución de la intensidad posterior al impacto
- La zona 3 es donde la intensidad es menos crítica.

En la Figura 8 se indican cada una de las zonas del avión.

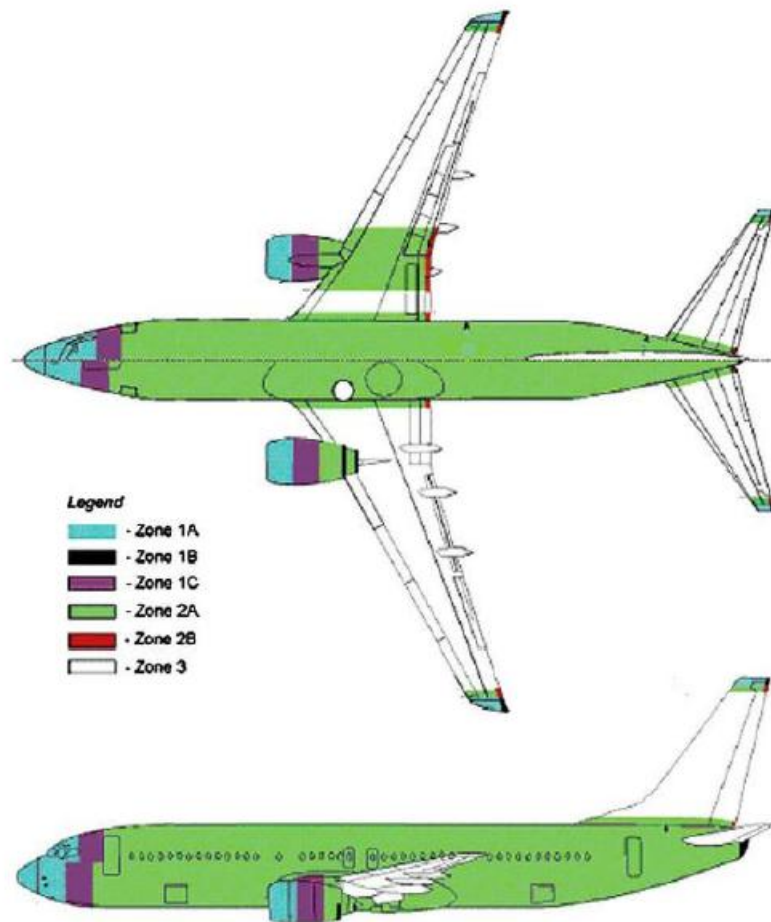


Figura 8 Diagrama de las zonas de impacto de rayo típicas de un avión comercial (SAE ARP 5414)

El diseño original para la protección contra el rayo en los componentes de los aviones puede consistir en una malla o lámina de material metálico preimpregnado con resina y curada in situ con el material estructural en el autoclave bajo presión.

Esta protección se complementa con los adecuados perfiles y refuerzos metálicos en zonas críticas así como con descargadores de corriente.

Las mallas o láminas de material metálico para la protección contra el rayo instaladas en la superficie de los componentes pueden resultar dañadas o deterioradas durante

la operación de avión: despegados, pérdida de material, arañazos, etc. (ver una descripción completa de los tipos de daño en el apartado 8.1).

Se debe incluir en los manuales de reparación una clasificación de los daños en la protección (admisibles o reparables) del mismo modo que se incluye para los daños estructurales en los componentes y sus zonas. Esto requiere la realización de ensayos de impacto de rayo para determinar la frontera entre daños admisibles y reparables, en la fase de diseño del avión. Se debe disponer de procedimientos de restauración de la protección contra el rayo, que para las reparaciones en servicio, suelen basarse en el uso del material metálico (malla o *foil*) seco y su instalación mediante impregnación en húmedo y posterior curado mediante la aplicación de una bolsa de vacío y calor.

10. ABSORCIÓN DE HUMEDAD EN MATERIALES COMPUESTOS

Todos los materiales compuestos poseen una importante higroscopia, la cual origina una reducción de las propiedades químicas y mecánicas del material, como la disminución de la temperatura de transición vítrea y de las propiedades que dependen de la resina. Este fenómeno es conocido y se tiene en cuenta durante la fase de diseño y dimensionado mediante Factores de Corrección Ambientales (*Environmental Knock-Down Factor*, EKDF).

La cantidad de humedad ganada dependerá del medio ambiente y del tipo de polímero del que esté formada la matriz del material compuesto. La mayoría de los polímeros absorben humedad atmosférica (el más higroscópico de estos, por ejemplo el nilón, podría absorber un 15 % en peso de agua, %w/w).

Los materiales compuestos de fibra de carbono y matriz epoxi absorben típicamente entre un 0.5-1% w/w de la humedad atmosférica ([8]).

10.1 Efectos de la absorción de humedad en materiales compuestos

Mientras en la mayoría de los materiales el agua actúa principalmente como vehículo para la corrosión y erosión, en los polímeros el agua además es capaz de introducirse entre las largas cadenas provocando un hinchamiento significativo de la pieza, lo cual se conoce como *swelling*. También existe algún caso excepcional en el que el agua provoca una disminución de volumen al favorecer la interacción entre las cadenas.

Todos los cambios de dimensiones resultan perjudiciales para las aplicaciones de los materiales compuestos de matriz polimérica, aunque es importante señalar que esta absorción se produce de forma distinta en fibra y matriz.

Aunque las fibras de carbono no absorben humedad de forma significativa, sí influyen en la difusión de la humedad dentro del material. Su mayor o menor complejidad interviene de dos formas:

- A mayor complejidad del laminado, más dificultad en la difusión, incrementándose si el laminado lo forman capas de tejidos.
- Por otra parte, como la difusión de humedad se facilita en la dirección de la fibra, las diferentes direcciones del laminado homogeneizan la humedad en la pieza.

Por otro lado, la matriz sí que absorbe y difunde el agua en su interior, provocando un aumento de volumen y generando tensiones internas y agrietamientos que disminuyen las propiedades de resistencia y módulo de la matriz.

Además, se produce una disminución de la temperatura de transición vítrea (T_g), restringiendo el rango de temperaturas de utilización del material. También hay que considerar que la T_g puede variar a lo largo del espesor debido a diferentes concentraciones de agua.

Por último un efecto especialmente peligroso de la presencia de humedad es que deteriora las *interfaces*. Esto ocasiona una transmisión defectuosa de cargas entre:

- Fibra y matriz.
- Las distintas láminas de preimpregnado del laminado.

10.2 Mecanismos de absorción de agua en materiales compuestos

El agua existe en distintas formas en el interior del volumen que ocupa un material sólido. Por un lado, el agua puede penetrar y permanecer atrapada por capilaridad dentro de los pequeños poros. Estas moléculas de agua se pueden eliminar colocando el material en un ambiente seco y a una elevada temperatura.

Por otro lado, el agua puede interaccionar con la superficie de los sólidos, es decir, las moléculas se anclan fuertemente en la superficie por fuerzas eléctricas y electrostáticas (**fisisorción**) o por un enlace químico (**quimisorción**). Esta situación se da tanto en la superficie externa del sólido como en la superficie interna de los poros. El agua quimi o fisisorbida es más difícil de eliminar que la de capilaridad, teniendo que recurrir a tratamientos térmicos más severos y prolongados en el tiempo.

Finalmente, las pequeñas moléculas de agua también pueden penetrar por difusión en el material sólido. Dadas ciertas condiciones de humedad relativa, presión y temperatura, en el equilibrio existe un gradiente de concentración de moléculas de agua dentro del material.

10.3 Efecto de la humedad previa al encolado en las propiedades de la unión

En los procesos de diseño industrial se tienen en cuenta los efectos perjudiciales de la humedad en las propiedades mecánicas de los materiales compuestos de fibra de carbono, sin embargo este efecto no está claro en las reparaciones de estructuras dañadas. Por ejemplo, se ha encontrado que el contenido de humedad en las partes dañadas tiene un efecto significativo en las reparaciones de estructuras de material compuesto ([9]). En publicaciones previas se ha afirmado que la presencia de humedad en el adherente podría ser considerada tan esencial como la humedad

absorbida antes del encolado por el adhesivo, desde que esta difunde al adhesivo a través del laminado durante el ciclo de curado ([9]). El agua en la superficie del adherente podría actuar como contaminante, reduciendo la adhesión. Además, el agua en el adhesivo podría actuar como un plastificante, disminuyendo su temperatura de transición vítrea y favoreciendo un comportamiento dúctil (aumentando la tenacidad). En resumen, se espera que la humedad de la estructura antes del encolado afecte a la reparación. Por tanto, es necesario aclarar ambos, el efecto de la humedad en el sustrato antes del encolado (para los materiales de reparación y el procedimiento de reparación especificados) y en vista de eso establecer los procesos más convenientes para asegurar que la humedad previa al encolado esté en unos niveles que aseguren un resultado que mantenga la integridad estructural necesaria en la estructura reparada.

Se ha encontrado en la mayoría de las investigaciones que la presencia de humedad en los materiales compuestos conduce a una reducción de la resistencia de la unión ([10,11,12]) sin embargo, también hay resultados inesperados donde la resistencia de la unión aumenta a medida que aumenta la humedad ([13, 14]). Para algunos adhesivos no existe un cambio significativo cuando aumenta la humedad en el sustrato ([15,16]). Ninguna teoría o modelo existe con el suficiente soporte experimental para explicar la relación entre la humedad previa al encolado y las propiedades mecánicas de la unión. Por la incertidumbre del efecto de la humedad, los procesos de reparación incluyen una etapa de secado previo al encolado del material de reparación.

11. ENSAYOS

11.1 Contenido de los constituyentes en el material compuesto

11.1.1 Introducción a la técnica

Este ensayo determina los constituyentes en el material compuesto, el método se describe en la norma ASTM D3171.

Consiste en introducir una muestra de material compuesto en un líquido caliente (disolución) o en una estufa (combustión) para disolver la matriz.

Cuando la muestra se disuelve, el material residual que contiene las fibras, es entonces filtrado, lavado, secado, enfriado y pesado.

El porcentaje en peso del refuerzo es calculado, mediante este valor y si las densidades tanto del material compuesto como de la matriz son conocidas entonces, el porcentaje en volumen también se puede calcular. Con un cálculo adicional y conociendo o calculando la densidad de la matriz se puede calcular el porcentaje en volumen de huecos.

En este proyecto, para los ensayos de este tipo se usó la digestión química en ácido sulfúrico caliente, se introdujo la probeta correspondiente (ver apartado 11.1.3) en el ácido caliente, a continuación la disolución se dejó enfriar, una vez fría se añadió gota a gota el peróxido de hidrógeno hasta hacer reaccionar todo el ácido sulfúrico. Finalmente se filtro, se lavó (en acetona y agua), se secó (en la estufa), se pesó y con las fórmulas del apartado 1.1.1 se calcularon los porcentajes en volumen y peso de la matriz, el refuerzo y los huecos. (Ver apartado 14.8).

11.1.2 Método de ensayo

ASTM D3171 “*Standard Test Method for Constituents Content of Composite Materials*” [17].

11.1.3 Preparación de muestras

Para este método de ensayo se necesitan probetas de 20 × 10 mm, con espesor 2 ± 0.2 mm

11.1.4 Cálculo del volumen de fibra, de resina y de huecos (determinación experimental)

- Contenido de fibra expresado como porcentaje en peso (W_f)

$$W_f = \left[\frac{M_f}{M_i} \right] \times 100 \quad \text{Ecuación 1}$$

Donde:

M_i es la masa inicial de la muestra

M_f es la masa final de la muestra después de la digestión o la combustión

- Contenido de fibra expresado como porcentaje en volumen (V_f)

$$V_f = \left[\frac{M_f}{M_i} \right] \times 100 \times \frac{\rho_c}{\rho_f} \quad \text{Ecuación 2}$$

Donde:

ρ_c es la densidad de la muestra $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

ρ_f es la densidad del refuerzo $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

- Contenido de matriz expresado como porcentaje en peso (W_m)

$$W_m = \left[\frac{M_i - M_f}{M_i} \right] \times 100 \quad \text{Ecuación 3}$$

- Contenido de matriz expresado como porcentaje en volumen (V_m)

$$V_m = \left[\frac{M_i - M_f}{M_i} \right] \times \frac{\rho_c}{\rho_m} \times 100 \quad \text{Ecuación 4}$$

Donde:

ρ_m es la densidad de la matriz $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

- Contenido de huecos expresado como porcentaje en volumen (V_h)

$$V_h = 100 - (V_f + V_m) \quad \text{Ecuación 5}$$

11.1.5 Cálculo del volumen de fibra y espesor nominal (determinación a partir de propiedades del material y contenido en resina)

A partir de las siguientes propiedades del material:

- Densidad de la resina.
- Densidad de la fibra.
- Peso superficial del tejido.

Y el contenido de resina (en peso) de los laminados

Se pueden calcular el volumen de fibra y su correspondiente espesor como se indica a continuación.

- Contenido de fibra expresado como porcentaje en volumen (V_f')

$$V_f' = \frac{\left[\frac{1}{\rho_f} \right]}{\left(\left(\frac{\%W_m}{1 - \%W_m} \right) \times \left(\frac{1}{\rho_r} \right) \right) + \frac{1}{\rho_f}} \quad \text{Ecuación 6}$$

Donde:

ρ_f es la densidad de la fibra teórica $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

W_m es el contenido de resina %, en peso (ecuación 3)

ρ_r es la densidad de la resina $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

- Espesor nominal por capa curada (tn)

$$tn = \frac{PST \times 0.1}{\rho_f \times V_f'} \quad \text{Ecuación 7}$$

Donde:

PST es el peso superficial del tejido $\left[\frac{g}{cm^2} \right]$

V_f' es contenido de fibra expresado en volumen (ecuación 6) $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

ρ_f es la densidad de la fibra teórica $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$

11.2 Ensayo de calorimetría diferencial de barrido

11.2.1 Introducción a la técnica

La calorimetría diferencial de barrido (también conocida por su acrónimo en inglés DSC-*Differential Scanning Calorimetry*) es la técnica cuantitativa de análisis térmico más popular que mide transiciones endotérmicas y exotérmicas en función de la temperatura. El área debajo de la curva del termograma puede relacionarse con la entalpía de la transición.

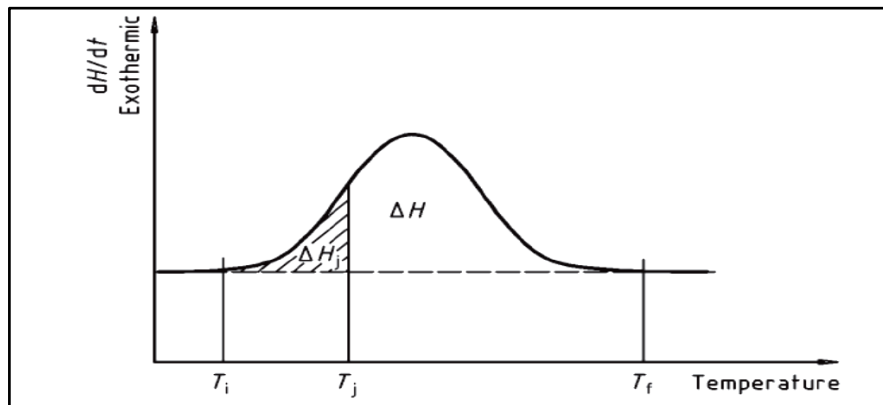


Figura 9 Termograma por DSCM

Entre las transiciones que es capaz de detectar se incluyen la Temperatura de Transición Vítrea (T_g), la fusión, cristalización, curado y cinética de curado y además el comienzo del proceso de oxidación. Asimismo, proporciona valores de capacidades caloríficas.

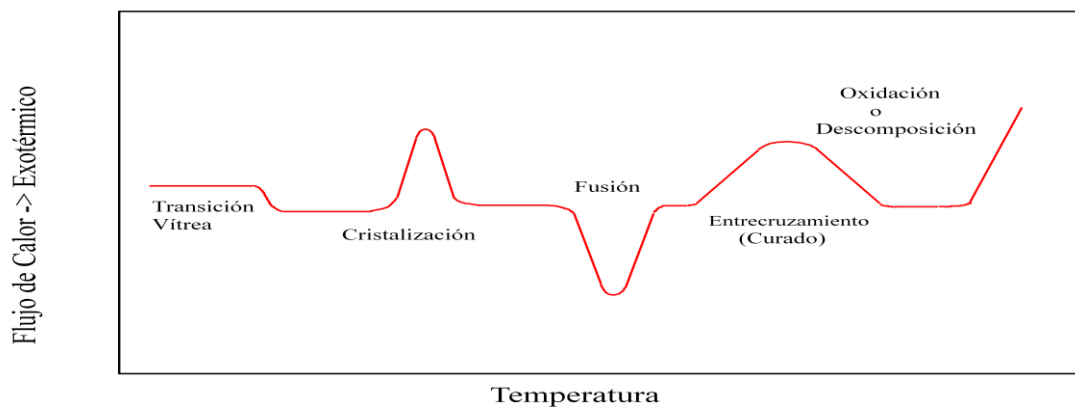


Figura 10 Transiciones típicas obtenidas por DSCM

En el ensayo de DSC se mide la diferencia de temperaturas (traducidas a flujo de calor) entre la muestra a estudio y una muestra de referencia inerte, en función del tiempo y la temperatura.

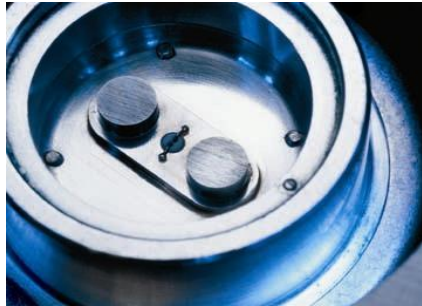


Figura 11 Disposición de la muestra de referencia y de la muestra a estudio

Físicamente el ensayo se realiza a partir de una muestra de referencia a la que se le aplica un barrido de temperatura (en este Proyecto desde -50°C a $+250^{\circ}\text{C}$ a una velocidad de calentamiento de $5^{\circ}\text{C}/\text{min}$). Mientras se hace el barrido, el equipo mide los flujos de calor en la muestra y en la referencia.

En la Figura 12 se indica un esquema del aparato de medida.

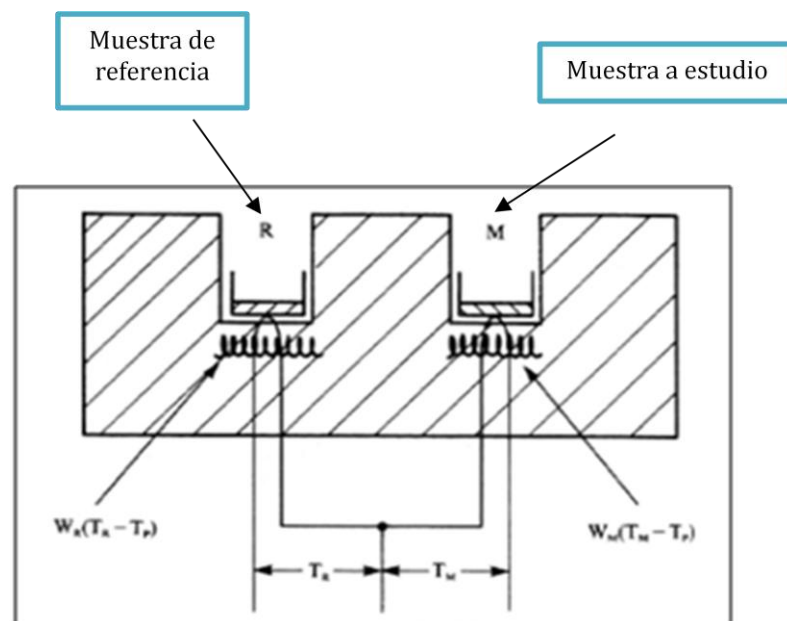


Figura 12 Esquema del aparato de medida

11.2.2 La calorimetría diferencial de barrido modulada (MDSC)

MDSC separa el flujo de calor total del DSC en dos partes basándose en el flujo de calor que responde o que no responde a una velocidad de calentamiento cambiante, es decir el MDSC aplica dos velocidades:

- La Velocidad de Calentamiento promedio que proporciona la misma información que el DSC.
- La Velocidad de Calentamiento modulada cuyo propósito es obtener información de la capacidad calorífica al mismo tiempo que del flujo de calor.

Un análisis de la señal permite entonces generar dos curvas de flujo de calor del mismo ensayo. Una llamada Flujo de Calor Reversible (*Reversible Heat Flow*) y otra llamada Flujo de Calor No Reversible (*Non Reversible Heat Flow*). Eso facilita mucho el análisis del ensayo ya que la transición vítrea figura sobre la curva reversible, mientras que la polimerización figura sobre la curva no reversible (ver Figura 13).

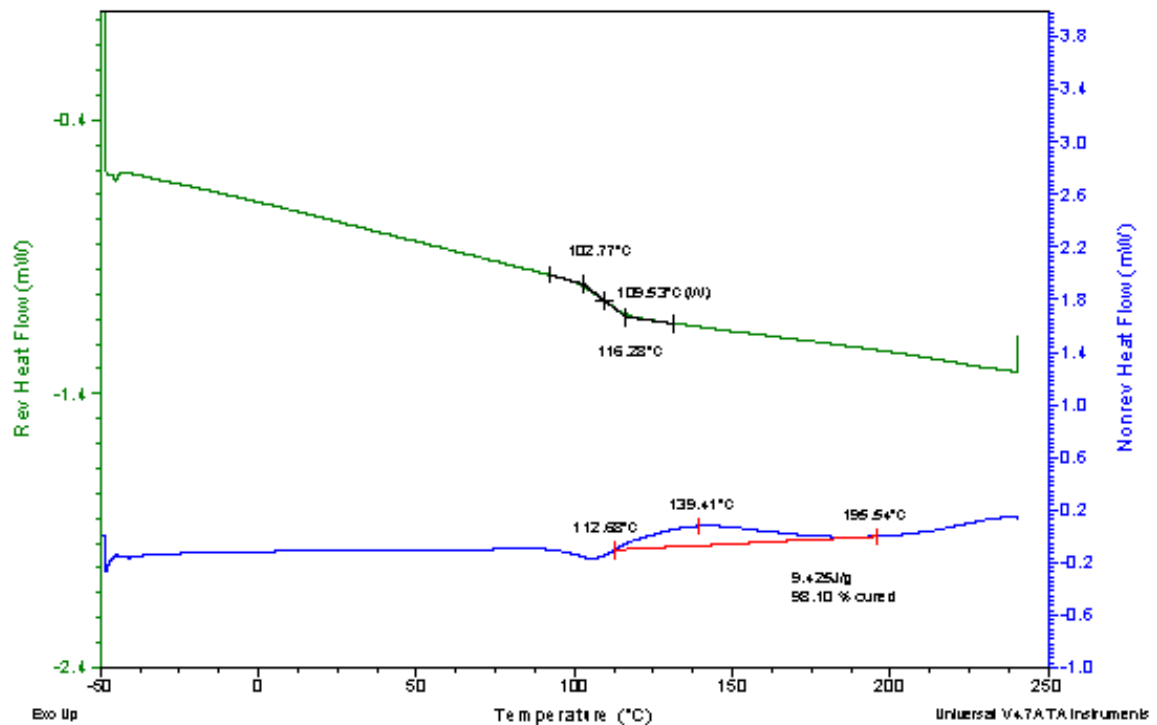


Figura 13 Termograma reversible y no reversible obtenido en los ensayos de DSC de -50 °C a 250 °C

11.2.3 Equipo utilizado

Para la realización de los ensayos se utilizó el equipo de DSC modulado Q100 de TA Instruments.

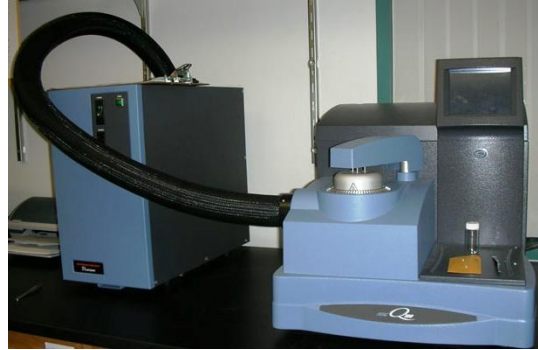


Figura 14 Equipo de DSC modulado

11.2.4 Método de ensayo

Para la determinación de la entalpía total en muestras sin curar:

ISO 11357-3: *Determination of temperature and enthalpy of melting and crystallization* [18].

Para la determinación del grado de curado:

ISO 11357-5: *Determination of characteristic reaction curves and times, enthalpy of reaction and degree of conversion* [19].

11.2.5 Preparación de muestras

Preparación de las muestras de resina fresca

En este proyecto se utilizaron mezclas de 34.5 g de resina fresca para todos los ensayos de este tipo. Para la preparación de esta mezcla se necesitan las cantidades de los componentes A y B que se indican en la Figura 15, considerando que el suministrador de la resina indica una relación de *componente A* a *componente B* de 100:38 en peso.

$$\begin{aligned} \text{Componente A} &= 34.5 \times \frac{100}{138} = 25 \text{ g} \\ \text{Componente B} &= 34.5 \times \frac{38}{138} = 9.5 \text{ g} \end{aligned}$$

Figura 15 Cantidad necesaria de cada uno de los componentes para realizar la mezcla de resina para el ensayo de DSCM

A continuación y en todos los casos se pesó una cantidad de 6 a 10 mg aproximadamente de resina neta para el ensayo de DSC. En caso de extrema entalpía de reacción el tamaño de la muestra se debe ajustar para lograr curvas aceptables.

Las muestras se colocaron en unas cápsulas estándar de aluminio para DSCM, como la que se muestra en la Figura 16.



Figura 16 Cápsulas de aluminio para DSCM

De cada muestra se realizó en todos los casos solo un ensayo e inmediatamente después de la preparación de la mezcla para evitar el avance de la reacción de entrecruzamiento.

Preparación de las muestras de resina neta curada

Para el caso de la resina neta curada se prepararon también mezclas de 34.5 g de resina. Para la preparación de estas mezclas se necesitan las cantidades de los componentes A y B que se indican en la Figura 15.

Una vez realizadas las mezclas se curaron en la estufa según el ciclo de curado a estudiar. A continuación y en todos los casos se pesó una cantidad de 6 a 10 mg aproximadamente de resina neta curada para el ensayo de DSC. Se realizaron al menos tres ensayos de cada muestra.

Preparación de las muestras de laminados para DSC

Las muestras para el ensayo de DSC se tomaron de los paneles fabricados según lo descrito en el apartado 12.4. Para realizar los ensayos de DSC se necesitan entre 6 y 10 mg de resina neta. Como el laminado empleado tiene un 41% en peso de resina y dada la dificultad de preparar unas muestras tan pequeñas, se pesaron unos 19.5 mg de laminado. Estas pequeñas muestras se introdujeron en las cápsulas normalizadas

de DSC para su posterior ensayo. Se realizaron al menos tres ensayos de cada laminado.

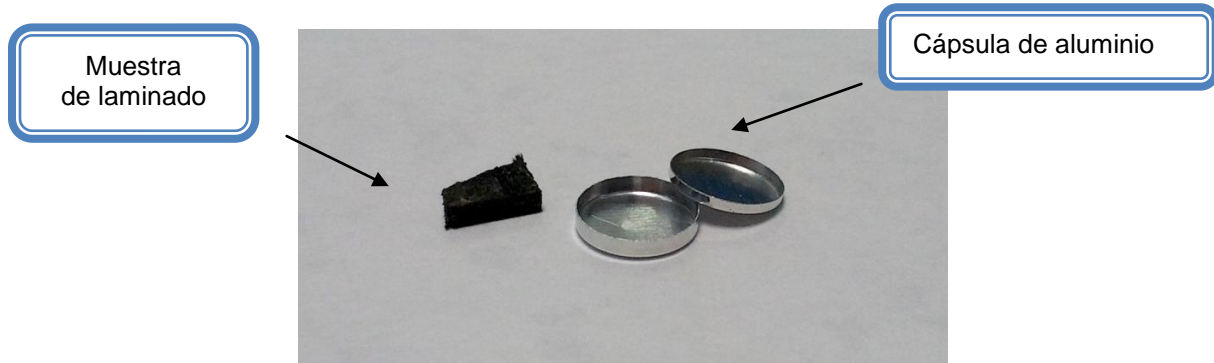


Figura 17 Ejemplo de una muestra del laminado y capsula de aluminio con dimensiones normalizadas para el DSCM

Al colocar la muestra en la cápsula es importante asegurar que el contacto térmico entre ambas es bueno. La tapa se debe prensar pero no se realiza un sellado hermético para evitar el aumento de presión.

11.2.6 Cálculo del grado de curado en la resina

Para calcular el grado de curado es necesario realizar dos ensayos, uno de resina no curada para calcular la entalpía de polimerización de la muestra ΔH_T ; y un segundo ensayo con el material del que se busca el grado de curado proporcionando la entalpía residual ΔH_m .

El grado de curado (α) se determina mediante la *Ecuación 8*.

$$\alpha = \frac{\Delta H_T - \Delta H_m}{\Delta H_m} \times 100 \quad \text{Ecuación 8}$$

11.2.7 Cálculo del grado de curado en paneles

Es necesario ajustar la *Ecuación 8* para poder calcular el grado de curado de laminados, según se indica en la *Ecuación 9*:

$$\alpha = \frac{\Delta H_T - \Delta H_m}{\Delta H_m} \times 100 \times \frac{1}{W_m} \quad \text{Ecuación 9}$$

Donde: W_m es la fracción en peso de la matriz, este dato es proporcionado en los ensayos de determinación de los constituyentes del material (ver 11.1)

11.3 Análisis dinamo-mecánico

11.3.1 Introducción a la técnica

El análisis dinamo-mecánico (también conocido por su acrónimo en inglés DMA- *Dinamo-Mechanical Analysis*) es una técnica que mide la naturaleza viscoelástica de un material en función de la temperatura, del tiempo y de la frecuencia. Este ensayo nos permite conocer la temperatura de transición vítrea.

La temperatura de transición vítrea corresponde a la temperatura de aparición de una nueva flexibilidad en las cadenas poliméricas, esta transición cambia de manera importante las propiedades mecánicas a escala macroscópica de la resina. La temperatura de transición vítrea está asociada a una debilitamiento del comportamiento elástico del polímero y a un aumento transitorio de su comportamiento viscoso.

En el ensayo de DMA se le aplica una deformación o tensión a la muestra y se mide la respuesta del material (tensión o deformación). Se calcula el ángulo de fase δ , o desviación de fase, entre la deformación y la respuesta

A continuación se indican las ecuaciones del comportamiento visco-elástico.

En un ensayo dinamo-mecánico se puede expresar la tensión cíclica aplicada como:

$$\sigma(t) = \sigma_0 \times \cos(\omega t) \quad \text{Ecuación 10}$$

Donde:

σ_0 es el esfuerzo máximo aplicado, ω es la frecuencia angular y t el tiempo

Esto provocará una deformación ocasionada por el esfuerzo aplicado. Presenta una amplitud y un desfase determinados por las leyes visco-elásticas del material y dependientes de la temperatura T :

$$\varepsilon(t, T) = \varepsilon_0(T) \cdot \cos(\omega \cdot t + \delta(t)) \quad \text{Ecuación 11}$$

El ángulo de desfase (δ) expresa el retraso entre el esfuerzo aplicado y la deformación producida. El ángulo de desfase tiene un valor nulo en el caso de un sistema completamente elástico, y 90° , en un sistema completamente viscoso. La respuesta de un material visco-elástico se sitúa entre ambos comportamientos extremos, como se ve en la Figura 18:

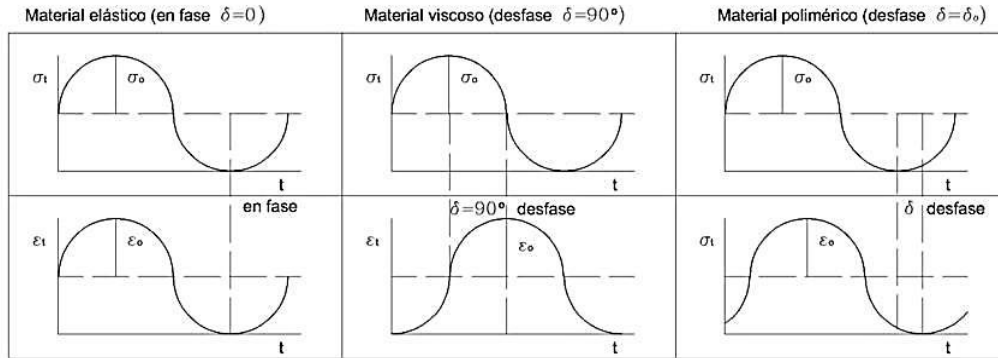


Figura 18 Respuesta de materiales elásticos, viscosos y visco-elásticos frente a un esfuerzo sinusoidal

El ensayo de DMA mide la función de transferencia del material que es la señal de salida dividida por la señal de entrada. Para facilitar el estudio, conviene escribir las ecuaciones en notación compleja:

$$\overline{\sigma(t)} = \sigma_0 \times e^{-\omega t i} \quad \text{Ecuación 12}$$

$$\overline{\varepsilon(t, T)} = \varepsilon_0 \times e^{(-\omega t + \delta(T))i} \quad \text{Ecuación 13}$$

De tal forma que se define como el modulo complejo de Young E^* :

$$E^* = \frac{\overline{\sigma(t)}}{\overline{\varepsilon(t, T)}} = \left(\frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \right) \cdot e^{-i\delta(t)} = E'(t) + E''(t) \quad \text{Ecuación 14}$$

Donde E' y E'' es el módulo elástico (almacenamiento) y el módulo de viscosidad (relajación) respectivamente.

De esta forma se define:

- E^* es la medida de la resistencia total de los materiales a la deformación.
- E' es la medida de la elasticidad de un material y de la habilidad de este para guardar energía mecánica.

$$E^* = \frac{\overline{\sigma(t)}}{\overline{\varepsilon(t,T)}} = \left(\frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \right) \cdot \cos(\delta(t)) \quad \text{Ecuación 15}$$

$$E^* = \frac{\overline{\sigma(t)}}{\overline{\varepsilon(t,T)}} = \left(\frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \right) \cdot \sin(\delta(t)) \quad \text{Ecuación 16}$$

- E'' es la habilidad de un material para disipar energía.

Estos módulos se relacionan con la diferencia de fase, δ , mediante el **factor de pérdidas $\tan \delta$** , determinado por la siguiente ecuación:

$$\frac{E''}{E'} = \tan(\delta) \quad \text{Ecuación 17}$$

El equipo mide a lo largo de la temperatura los tres módulos descritos anteriormente y lo representa en una gráfica como la que se muestra en la Figura 19. Donde :

- El módulo de almacenamiento nos permite calcular el valor de Tg onset (curva verde).
- El módulo de pérdidas nos permite calcular el valor de Tg loss (curva azul).
- Y la $\tan(\delta)$ con la temperatura el valor de Tg peak (curva roja).

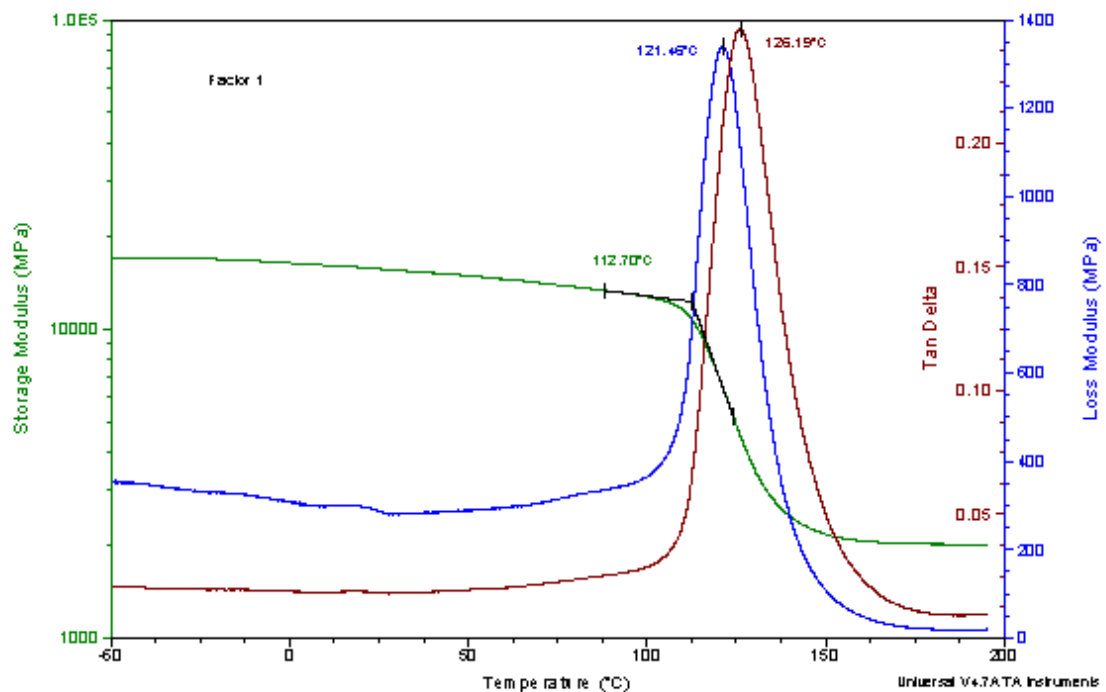


Figura 19 Resultado de un ensayo de DMA donde se indica la determinación de los valores de Tg peak, Tg loss y Tg onset

11.3.2 Equipo utilizado

Para la realización de los ensayos se utilizó el *DMA Q800* de *TA Instruments*.

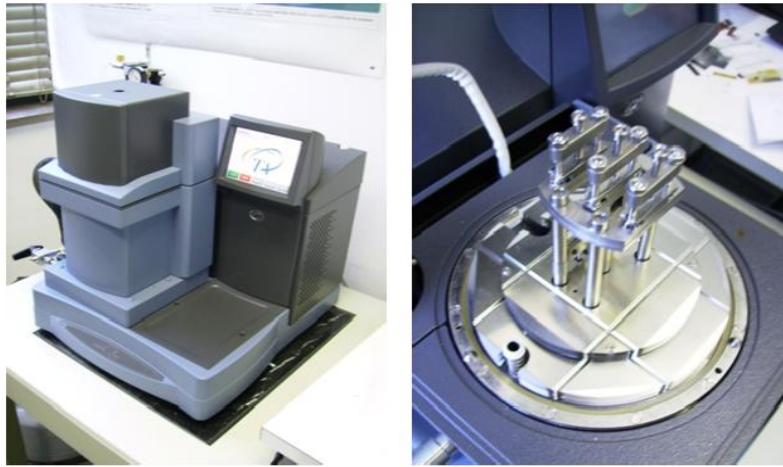


Figura 20 Analizador dinamomécanico térmico TA instruments DMA Q800 y detalle de las mordazas de sujeción

11.3.3 Método de ensayo

EN 6032 *Aerospace Series: Determination of Glass Transition Temperature (DMA)* [20].

11.3.4 Preparación de probetas

Para este tipo de equipo se necesitan probetas de 35 mm × 10mm, con espesor 2 ± 0.2 mm. Se ensayan al menos tres probetas diferentes.

Las probetas se obtuvieron de los paneles fabricados según el apartado 12.4 y cuando fue necesario someterlas a acondicionamiento previo al ensayo de DMA se siguieron los procedimientos indicados en el apartado 11.6.

11.4 Ensayo de resistencia a cortadura interlaminar

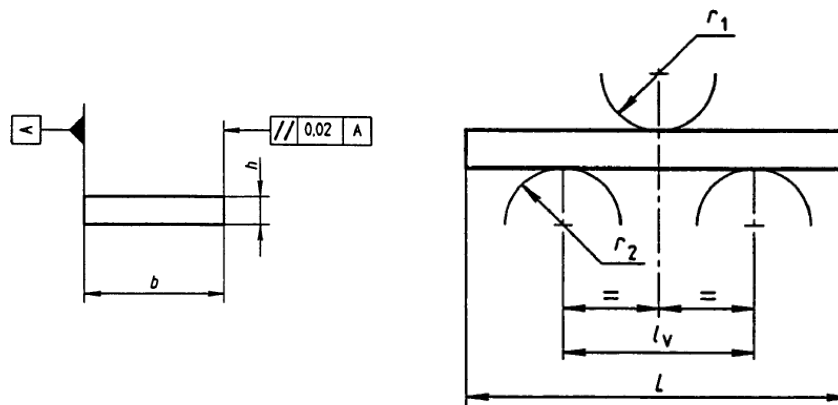
11.4.1 Introducción a la técnica

El ensayo de resistencia a cortadura interlaminar (también conocido por su acrónimo en inglés ILSS – *Interlaminar Shear Strength*) determina la resistencia a la delaminación bajo fuerza de cortadura paralela a las capas del laminado.

El ensayo se realiza colocando la muestra entre dos apoyos y efectuando una carga en el centro de la muestra. El equipo registrará la relación entre la carga y la deformación.

El ensayo se realiza bajo la norma EN 2563 y siempre a una velocidad de desplazamiento del cabezal constante.

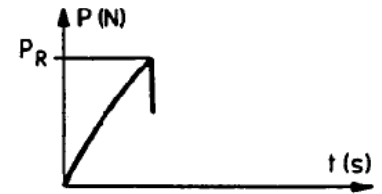
En la Figura 21 se observa la muestra y los apoyos, así como todas las distancias que indica la norma.



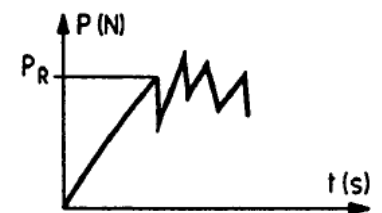
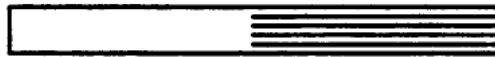
Símbolo	Valor en mm
r_1	3 ± 0.1
r_2	3 ± 0.1
l_v	10 ± 0.1
L	20 ± 0.1
b	10 ± 0.2
h	2 ± 0.2

Figura 21 Colocación de la probeta para ILSS y distancia entre los apoyos y actuador

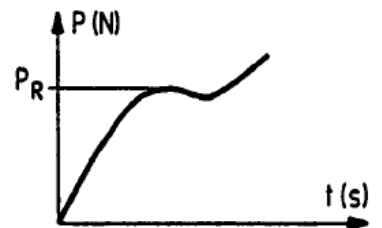
Este ensayo proporciona la calidad de la interacción entre la fibra y la matriz; de tal forma que en función del análisis de la curva se puede deducir el modo de fallo (ver Figura 22).



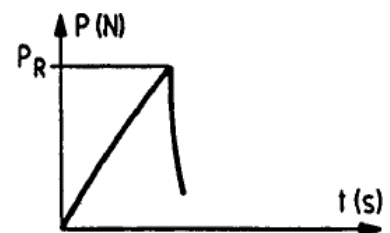
Ensayo ILSS con cortadura simple



Ensayo ILSS con cortadura múltiple



Ensayo ILSS con fallo por deformación plástica



Ensayo ILSS con fallo en flexión

Figura 22 Modos de fallo característicos en el ensayo de ILSS

La resistencia a cortadura se calcula de acuerdo a la ecuación:

$$\sigma = \frac{3 \cdot P}{4 \cdot b \cdot h} \quad \text{Ecuación 18}$$

Donde:

σ = resistencia a cortadura interlaminar (MPa)

P = Carga máxima (Newton)

b = ancho de la probeta (mm)

h = espesor de la probeta (mm)

11.4.2 Equipo utilizado

Se utilizó la máquina de ensayo INSTRON serie 5800-R. Modelo 1185



Figura 23 Máquina de ensayo INSTRON serie 5800 - modelo 1185

11.4.3 Método de ensayo

EN 2563 Aerospace Series: *Carbon Fibre Reinforced Plastics- Unidirectional Laminates- Determination of Apparent Interlaminar Shear Strength* [21].

11.4.4 Preparación de probetas

Para este tipo de equipo se necesitan probetas de 20 mm x 10mm, con espesor 2 ± 0.2 mm. Se realizan al menos seis ensayos por cada acondicionamiento.

Las probetas se obtuvieron de los paneles fabricados según el apartado 12.4 y cuando fue necesario someterlas a acondicionamiento previo al ensayo de ILSS se siguieron los procedimientos indicados en el apartado 11.6.

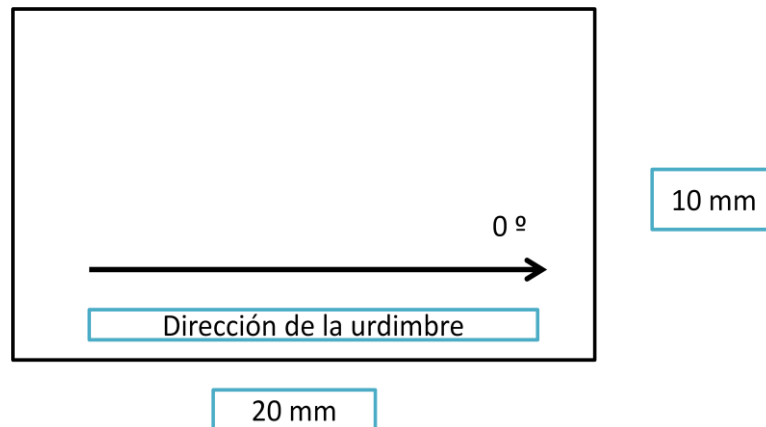


Figura 24 Dimensiones de las probetas necesarias para realizar un ensayo de ILSS, indicando la dirección 0° de las fibras (de acuerdo a la norma EN 2563)

11.5 Ensayo de resistencia a tracción de uniones escalonadas

11.5.1 Introducción a la técnica

El objetivo de este ensayo es determinar la tensión de rotura de una probeta que contiene una unión escalonada entre dos materiales, el sustrato y el material de reparación así como conocer el modo de fallo.

La probeta se ensaya a tracción en el sentido longitudinal, de tal forma que la probeta puede fallar por varios modos, rotura a tracción, desencolado ó ambos modos simultáneamente.

Finalmente la resistencia a tracción en una unión escalonada se calcula con la siguiente ecuación:

$$\sigma = \frac{P}{t \cdot w} \quad \text{Ecuación 19}$$

Donde:

σ es la tensión en MPa.

P es la carga máxima en Newton

t es el espesor nominal del material sustrato (mm)

w es la media del ancho en la zona de unión (mm)

11.5.2 Equipo

Se utilizó la máquina de ensayo MTS 810 de Material Test Systems.



Figura 25 Máquina de ensayo MTS 810

11.5.3 Método de ensayo

EN 6066 Aerospace series: *Carbon Fibre Reinforced Plastics-Test Method-determination of tensile Strength of Tapered and Stepped Joints* [22].

11.5.4 Preparación de probetas

La configuración de las probetas se muestran en la Figura 26 y la preparación de las mismas se describe en el apartado 12.5.

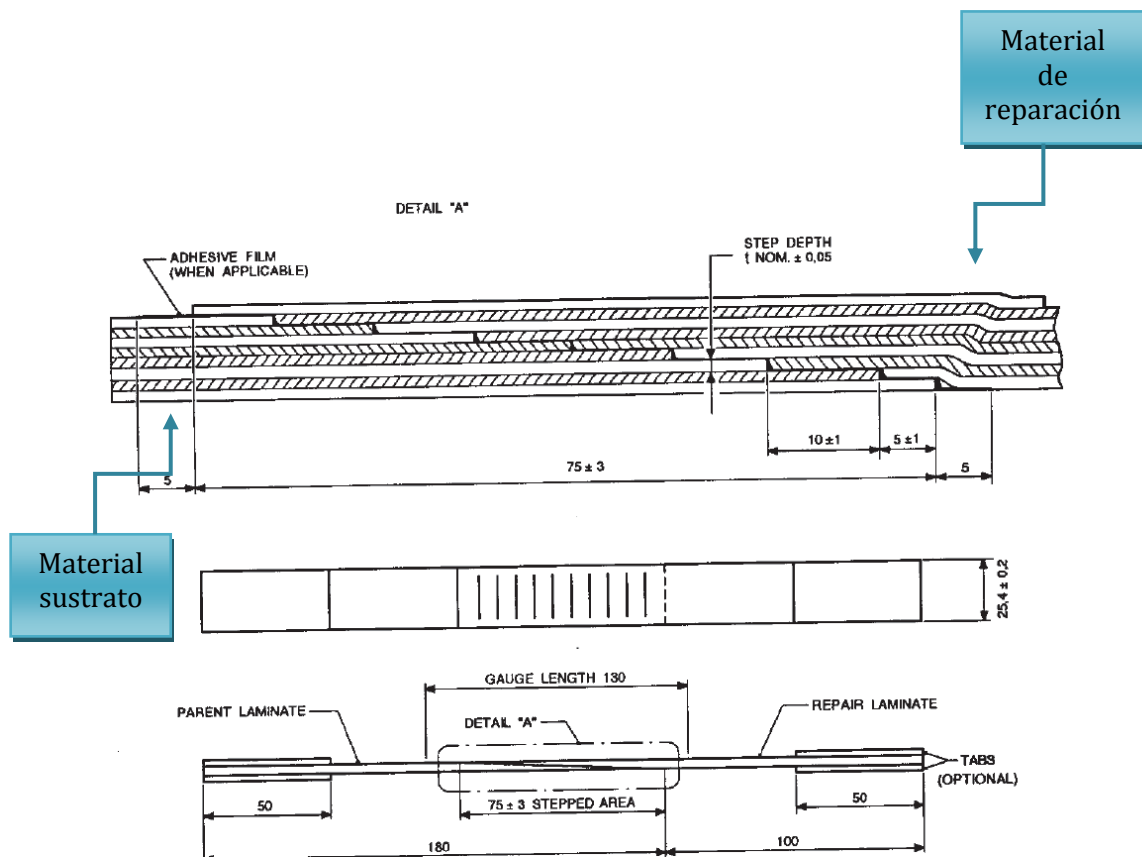


Figura 26 Dimensiones de la probeta final con el escalonamiento (de acuerdo a la norma EN 6066)

11.6 Acondicionamientos

De acuerdo a los objetivos de este proyecto los ensayos de DMA y los ensayos mecánicos se llevaron a cabo en probetas previamente sometidas a distintos procesos de secado o envejecimiento acelerado (ver apartados 11.6.1 y 1.1.1).

Asimismo el sustrato de las uniones escalonadas para los ensayos de tracción se sometió a distintos tipos de acondicionamiento (según se indica en el apartado 11.6.1 y 1.1.1).

11.6.1 Secado

Los procesos de secado utilizados fueron:

- Para las probetas de los ensayos de DMA: **Secado a 40 °C hasta equilibrio.**
Se secaron las probetas con el objetivo de eliminar toda la humedad de las mismas; ya que la humedad que es absorbida provoca un aumento del volumen generando tensiones internas y agrietamientos que disminuyen las propiedades de resistencia y módulo de la matriz; lo que contribuye a una disminución de la temperatura de transición vítrea.
- Sustrato para uniones escalonadas: Secado nominal de **72h/50°C + 72h/70°C + 90°C hasta equilibrio.**
Al igual que en el caso anterior este secado se utiliza para eliminar la humedad absorbida por las probetas, además este secado exhaustivo se emplea para establecer un valor de referencia del peso seco de las probetas.

Equipo

El equipo utilizado para el secado de las probetas fue una estufa de aire circulante.

Método

EN 3615 Aerospace series “ *Fibre reinforced plastics - Determination of the conditions of exposure to humid atmosphere and of moisture absorption*” [23]

Control de secado

Para la monitorización de las condiciones de equilibrio se utilizaron según el tipo de ensayo o acondicionamiento:

- Una de las propias probetas de DMA para controlar el acondicionamiento de las probetas de DMA.
- Un *traveller* de 75 mm × 75 mm obtenido del mismo laminado que el sustrato que se iba a someter al encolado.

Ambos se pesaron regularmente y se calculó el % de peso perdido mediante la siguiente ecuación:

$$\% \text{ de peso perdido durante el secado} = \frac{M_j - M_2}{M_2} \times 100 \quad \text{Ecuación 20}$$

Donde:

M_j es el peso de la probeta en el tiempo j .

M_2 es el peso de la probeta obtenido en la primera pesada.

El periodo de secado corresponde al tiempo necesario para que la muestra alcance un peso constante. Un peso constante se define como tres pesadas sucesivas de la probeta de control en intervalos de 72 horas que cumplen la ecuación siguiente:

$$\frac{M_{j-2}-M_j}{M_j} \leq 5 \times 10^{-4} \quad \text{Ecuación 21}$$

Donde M_j representa el peso de un traveller en el tiempo j .

Se muestra en la Figura 27 un ejemplo típico de los resultados del secado de 72h/50°C + 72h/70°C + 90°C hasta equilibrio.

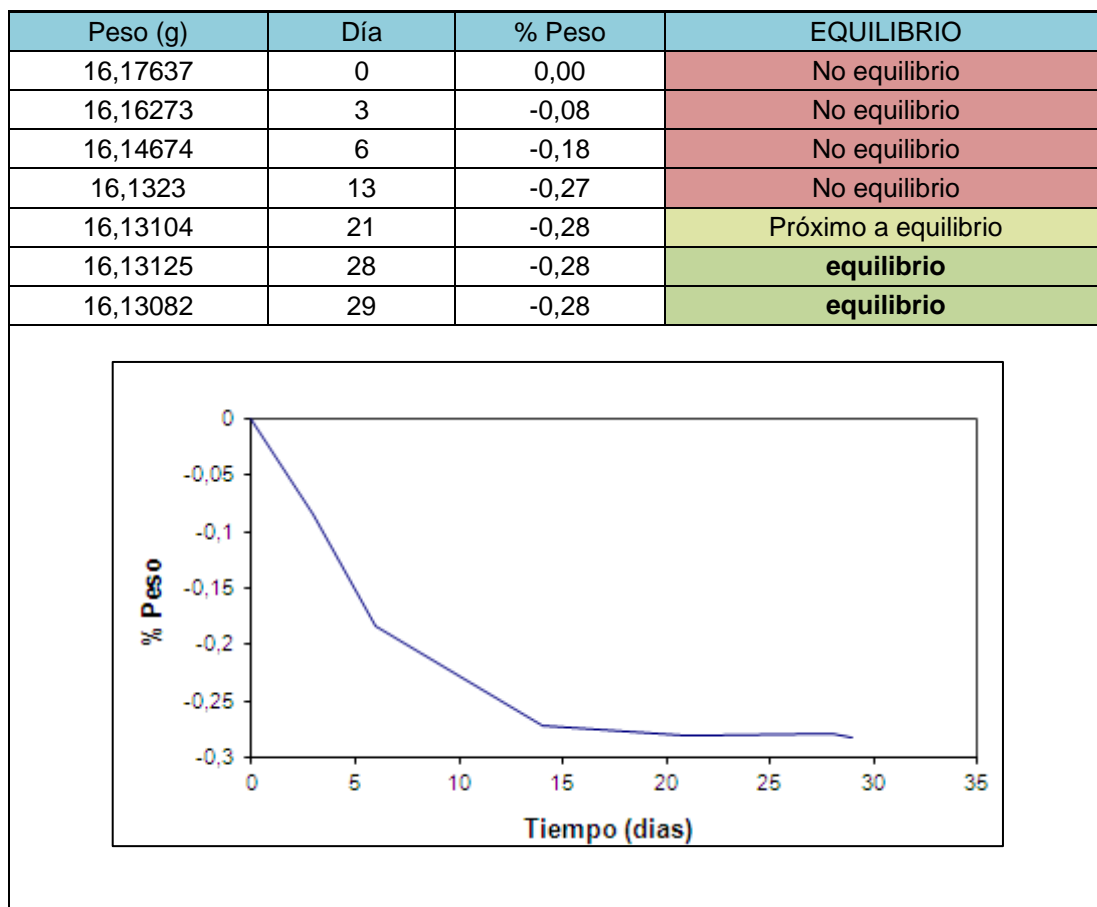


Figura 27 Ejemplo de una probeta secada a 72h/50°C + 72h/70°C + 90°C hasta equilibrio

11.6.2 Acondicionamiento en humedad acelerado

Los procesos de acondicionamiento en humedad acelerados fueron:

- Para las probetas de los ensayos de DMA e ILSS.
 - 70 °C / 85 % RH equilibrio.
 - Inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 h.
- Para el acondicionamiento del material sustrato (previo al encolado de los materiales de reparación): 80 °C / 85 % RH equilibrio.
- Para el acondicionamiento de las probetas de uniones escalonadas ya encoladas: inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 h.

Equipo

En estos casos, los acondicionamientos se llevaron a cabo en una cámara climática capaz de mantener la temperatura con un error de ± 1 °C y la humedad relativa con un error de ± 3 % RH o en un baño de agua destilada a 70 °C.

Método

EN 2823 “Fibre reinforced plastics - Determination of the effect of exposure to humid atmosphere on physical and mechanical characteristics” [24].

Control del acondicionamiento

Para la monitorización de las condiciones de equilibrio se utilizaron según el tipo de ensayo o acondicionamiento:

- Una de las probetas de DMA para controlar el acondicionamiento de las probetas de ILSS y de DMA, que se realizaron simultáneamente.
- Un *traveller* de 75 mm x 75 mm obtenido del mismo laminado que el sustrato que se iba a someter al encolado.
- Un *traveller* de 25.4 mm x 140 mm obtenido del mismo laminado una vez ya co-encolado.

Se pesaron regularmente y se calculó el % de peso ganado mediante la siguiente ecuación:

$$\% \text{ de peso absorbido} = \frac{M_j - M_2}{M_2} \times 100 \quad \text{Ecuación 22}$$

Donde:

M_j es el peso del traveller en el tiempo j (en gramos)

M_2 es la media del peso inicial del traveller corregido con el % de humedad perdida en el secado (en gramos)

Las probetas se mantuvieron en la cámara o en el baño hasta alcanzar la condición de equilibrio (peso constante). El peso constante se alcanza (para las muestras de 2 ± 0.2 mm) cuando la diferencia de tres pesadas consecutivas llevadas a cabo en un intervalo de 168 horas cumplen la siguiente ecuación:

$$\frac{M_{j-2} - M_j}{M_j} \leq 5 \times 10^{-4} \quad \text{Ecuación 23}$$

Donde M_j representa el peso de un *traveller* en el tiempo j

En la Figura 28 se muestra un ejemplo de la absorción de humedad de una probeta que tras ser sometida a un secado, se ha acondicionado en una cámara a $80^\circ\text{C}/85\%\text{HR}$.

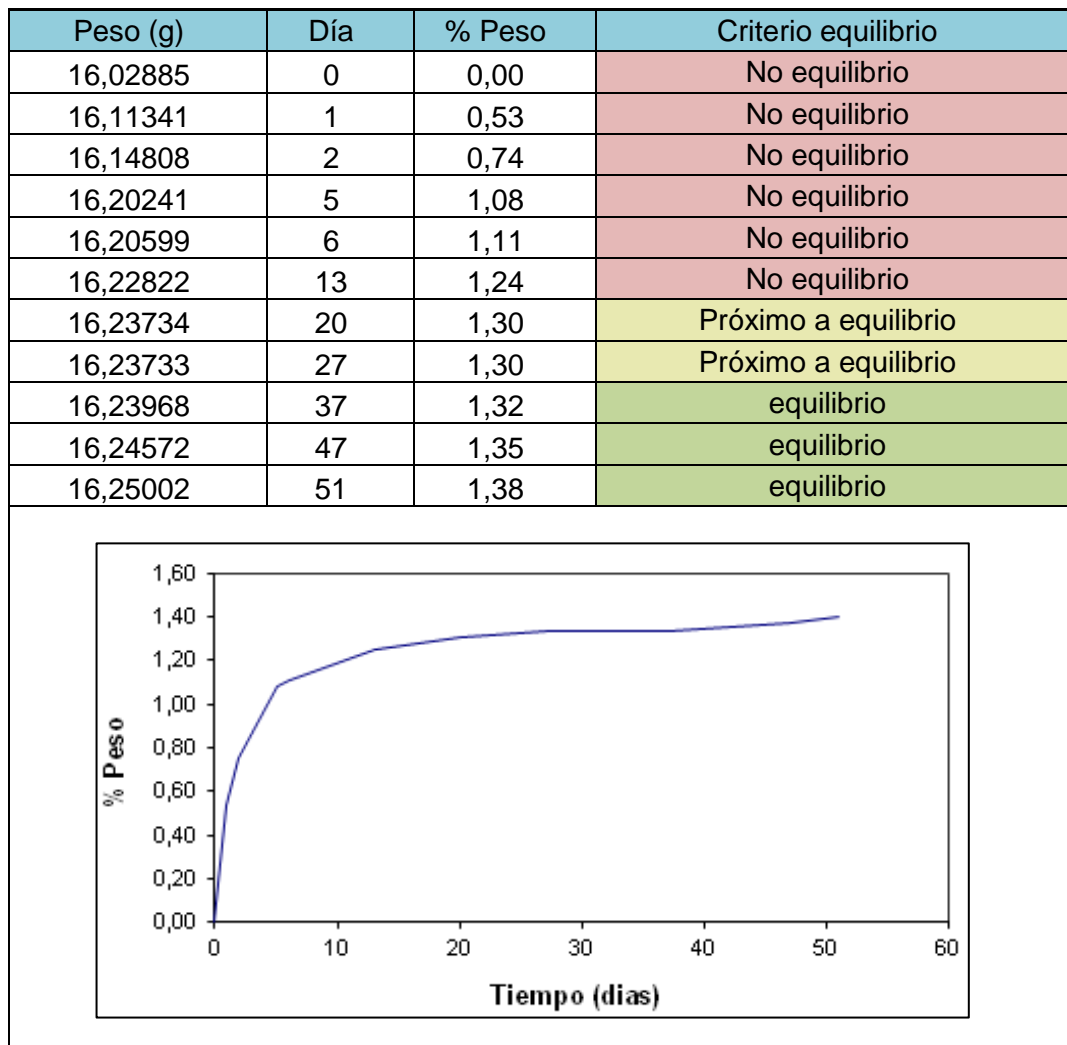


Figura 28 Ejemplo de una probeta acondicionada a $80^\circ\text{C}/85\%\text{RH}$ hasta equilibrio

11.7 Inspección no destructiva

11.7.1 Introducción a la técnica

Esta técnica se basa en introducir ondas mecánicas en el componente a inspeccionar las cuales se propagan a través del material y sufren los fenómenos propios de reflexión, refracción, atenuación, difracción, etc.

La presencia de heterogeneidades se pone de manifiesto a través de las alteraciones que se producen en la propagación de dichas ondas con respecto a lo esperado en un material homogéneo.

Clasificación de la inspección ultrasónica según el nivel de automatización.

- Inspección manual: no deja registro.
- Inspección semi-automática: el movimiento del palpador es manual, pero el control de la posición es automático.
- Inspección automática: tanto los movimientos como el control de posición son automáticos.

La inspección ultrasónica requiere de un medio de acoplamiento palpador - elemento que permita la propagación del haz ultrasónico.

Tipos de acoplamiento

- Acoplamiento mediante geles.
- Inmersión local (Chorros de agua).
- Inmersión completa (Cubas de inmersión)

Los tipos de acoplamiento se muestran en la Figura 29.

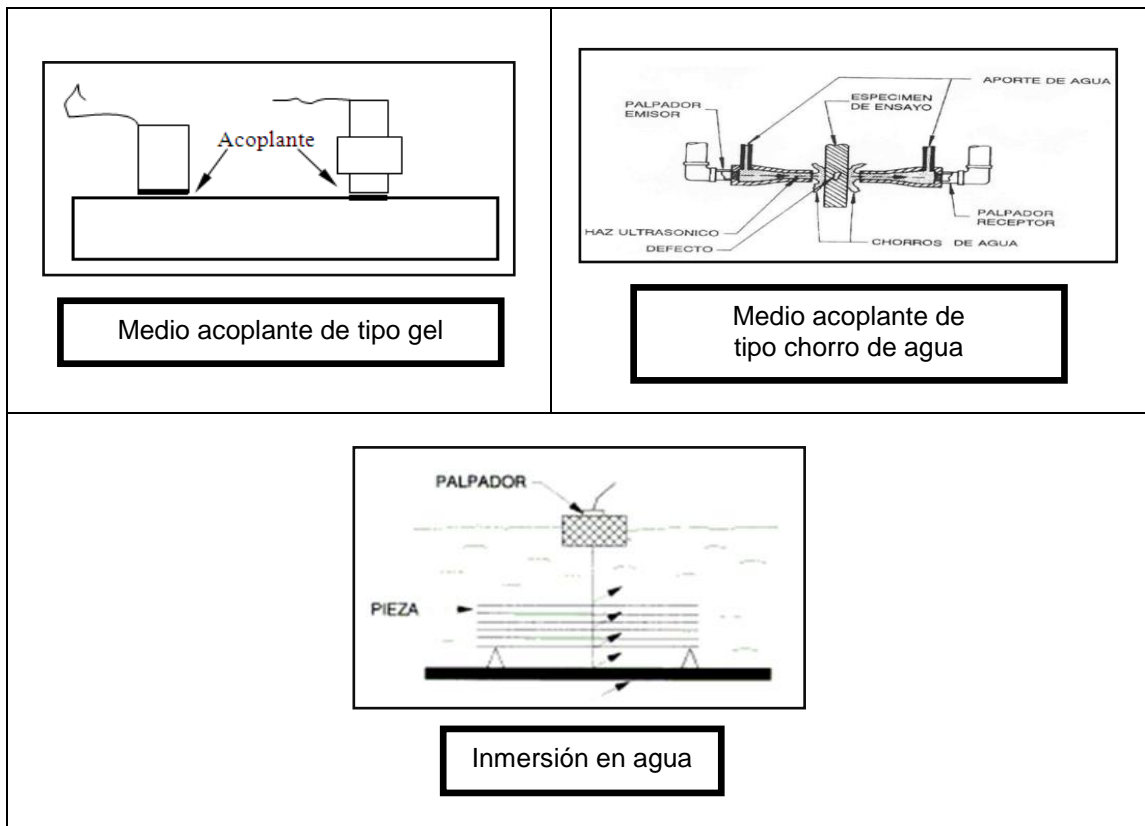


Figura 29 Tipos de acoplamientos

Técnicas de inspección por ultrasonidos

- US Transmisión.
- US Pulso Eco.
- US Placa reflectante.

Los equipos utilizados para la inspección no destructiva de los paneles a lo largo de todo el proyecto funcionan según la técnica pulso-eco (ver Figura 30).

La técnica pulso-eco mide la amplitud del eco recibido del fondo del componente, así como de los ecos secundarios que provienen del interior del laminado. La atenuación y los ecos secundarios pueden provenir de:

- Una delaminación que bloquea totalmente el camino de los ultrasonidos hasta el fondo.
- Porosidad, en la que las burbujas de aire atenúan la señal.
- Inclusiones.

Esta técnica de inspección por ultrasonidos fue la empleada para la inspección tanto de los paneles fabricados para la optimización del ciclo de curado (apartado 12.4) así como para la inspección del laminado sustrato y del laminado una vez ya encolado (apartado 12.5)

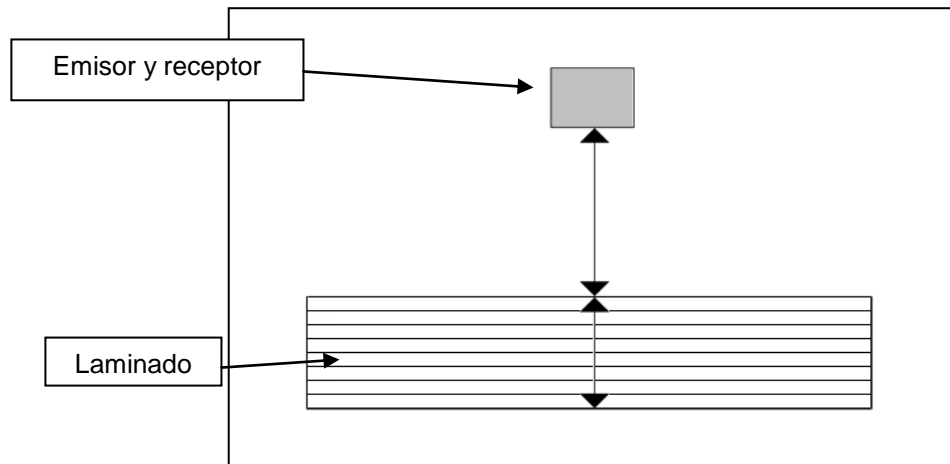


Figura 30 Técnica de "Eco Pulsado"

Se pueden presentar los resultados de varias formas:

- El *A-Scan* proporciona el historial en tiempo de los ecos recibidos.
- El *B-Scan* da en el eje vertical el eje de tiempo del *A-Scan*, indicando la presencia de ecos por variaciones de intensidad, y en el eje horizontal una indicación de posición, lo que permite construir una imagen de la sección transversal del componente.
- El *C-Scan* da la amplitud de un eco particular en cada punto de la superficie de trabajo. Eso proporciona un registro indicando la posición de los defectos, pero no da indicación sobre la profundidad a la que se encuentran.

Los equipos empleados utilizan la técnica del *Phased Array* que permite inspeccionar con varios transductores a la vez, facilitando y disminuyendo el tiempo en cada barrido.

Probetas patrón en ultrasonidos

Las probetas patrón son necesarias para comprobar y garantizar que el método y la técnica empleada así como los parámetros seleccionados son los más adecuados para cumplir con los requerimientos de detectabilidad. Además se utilizan para calibrar los equipos y sistemas de inspección. En la Figura 31 se observa un ejemplo de una probeta patrón.

Las probetas patrón deben ser representativas de los elementos a inspeccionar en cuanto a:

- Material.
- Configuración geométrica.
- Espesores, cubriendo todos los rangos de los elementos a inspeccionar.
- Proceso de fabricación.
- Acabado superficial.
- Deberán contener defectos artificiales con los tamaños y localización representativos en función de los criterios de inspección.

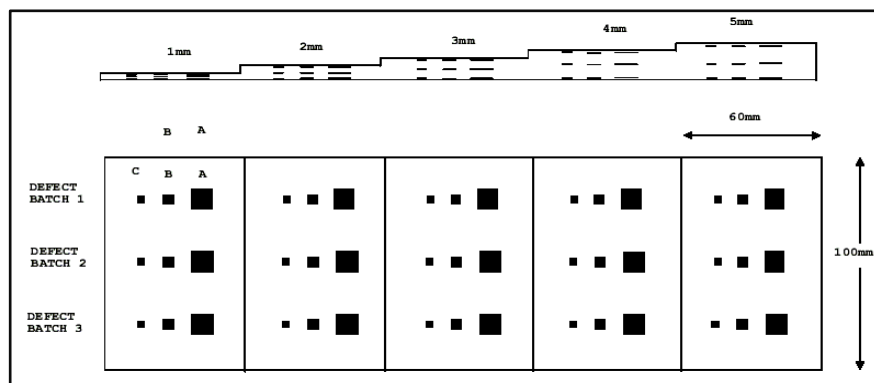


Figura 31 Ejemplo de una probeta patrón

11.7.2 Equipo utilizado

Se utilizaron los siguientes equipos:

- Equipo de inspección semi-automática: OMNISCAN MX2 (Olympus).



Figura 32 Equipo de inspección semiautomático: Omniscan MX2

- Equipo de inspección semi-automática: TEMUS-3 (Tecnatom).



Figura 33 Equipo de inspección automático: TEMUS-3

12. FABRICACIÓN DE PROBETAS

12.1 Introducción a la fabricación de paneles

Los paneles para la obtención de probetas para los ensayos de determinación de las propiedades básicas de los laminados de reparación:

- DSC
- DMA
- ILSS
- Determinación de los constituyentes de los laminados
- Espesor de los laminados

Así como para las reparaciones de uniones escalonadas y de la protección frente a impacto de rayos se realizaron por el proceso de impregnación en húmedo (*wet lay-up*), descrito en la norma SAE ARP 5143 [26], con la resina de laminación y el tejido seco de fibra de carbono.

La impregnación del tejido seco es un paso muy crítico en el proceso de impregnación en húmedo. La técnica y el cuidado con que se realice esta fase influencia mucho el éxito de la reparación, que también depende por otra parte de la viscosidad de la resina de laminación.

El tiempo de trabajo de las resinas de laminación suele ser corto y depende fundamentalmente para un producto dado de la cantidad de mezcla y de la temperatura.

Por tanto los parámetros esenciales para la impregnación en húmedo son:

- El “tiempo de trabajo”: se trata del tiempo disponible entre la mezcla de los componentes de la resina de laminación y la gelificación de la misma. Es imprescindible aplicar el vacío a la reparación antes de que se cumpla el 80% de ese tiempo para que la compactación del apilado sea posible y suficiente.
- La viscosidad: cuanto más viscosa es la resina, más dificultades se tiene a la hora de impregnar el tejido, y más dificultades para conseguir una impregnación homogénea.

En la Tabla 2 se muestran los valores de la viscosidad y del tiempo de trabajo para la resina de laminación ensayada.

Tabla 2 Valores de viscosidad y tiempo de trabajo de la resina de laminación

Viscosidad de la mezcla sin curar a 25 °C (mPaxs)	485 ±100
Tiempo de trabajo para 100 g (80%) (h)	3-3.5

Como se pudo comprobar durante todos los ensayos, este producto tiene una viscosidad baja lo que favoreció la impregnación del tejido seco de fibra de carbono. Además, el tiempo de trabajo fue suficiente en todos los casos.

12.2 Número de telas y apilamientos utilizados

La Tabla 3 indica el número de telas y los apilamientos utilizados para los distintos paneles fabricados durante el proyecto y de los cuales se obtuvieron las probetas para poder realizar los ensayos descritos en el apartado 11 y el estudio de las reparaciones para la protección frente al impacto de rayo.

Tabla 3 Apilamientos y número de telas de los paneles de ensayo

Tipo de ensayo o de panel	Apilamiento	Número de telas
Panel de impregnación en húmedo para determinación de propiedades básicas del laminado de reparación (350 × 350 mm).	(0)	10
Sustrato de preimpregnado para ensayos de uniones escalonadas.	(0/45/90/-45)s	8
Laminado de reparación de impregnación en húmedo encolado sobre el sustrato preimpregnado, para ensayos de tracción sobre uniones escalonadas.	(0/45/90/-45)s	8
Reposición de telas para daño en la estructura en reparaciones de protección frente al impacto de rayo.	(0)	4
Laminados de fibra de carbono para reparaciones de protección frente al impacto de rayo y prueba final de fabricabilidad.	(0)	20
Laminados de fibra de vidrio para reparaciones de protección frente al impacto de rayo y prueba final de fabricabilidad.	(0)	16

12.3 Aprovisionamiento de materiales y equipos

Materiales de ensayo

Para fabricar los paneles para los ensayos de determinación de las propiedades básicas de los laminados de reparación. Los materiales necesarios fueron:

- Tejido plano de fibra de carbono de módulo estándar de 193 g/m^2 .
- Resina de laminación (tipo epoxi).

Para la fabricación de paneles para la obtención de probetas de ensayos a tracción de uniones escalonadas los materiales necesarios fueron:

Para la fabricación de los paneles sustrato: material compuesto preimpregnado de fibra de carbono y resina epoxi de curado 180°C , de espesor nominal 0.237 mm por capa curada.

Para la reparación:

- Tejido plano de fibra de carbono de módulo estándar de 193 g/m^2 .
- Resina de laminación (epoxi).

Para realizar las reparaciones del material de protección frente al rayo y pruebas de fabricabilidad final.

- Tejido plano de fibra de carbono de módulo estándar de 193 g/m^2 .
- Resina de laminación (epoxi).
- Tejido 8 harness satin de fibra de vidrio de 293 g/m^2 .
- Material metálico seco de protección contra el impacto de rayo de gramaje alto (PRO 1) y de gramaje bajo (PRO 2).

Otros materiales

- Materiales para la bolsa de vacío.
 - Tejido aireador de contorno.
 - Cinta sellante.
 - Cinta de temperatura.
 - Película separadora no perforada.
 - Película separadora perforada.
 - Tejido aireador.
 - Tejido sangrador (tejido seco de fibra de vidrio de 104 g/m^2).
 - Tejido pelable de poliéster.

En función de la configuración de bolsa de vacío se utilizaron unos u otros materiales del listado anterior.

- Disolvente: Metil-etil-cetona.

Equipos

- Balanza

Usada para pesar los materiales de protección contra el rayo y los tejidos, además de para preparar la cantidad de resina de laminación necesaria para cada reparación o panel.

- Equipos térmicos.

La mayor parte de los paneles se curaron en una estufa de aire circulante. El equipo debe de ser capaz de:

- Controlar velocidades de calentamiento entre 0.5 y 3 °C / minuto.
- Mantener la temperatura de estabilización de los ciclos con una tolerancia de ± 5 °C.

También se usó como equipo térmico en lugar de una estufa, una manta térmica.

- Controlador de la manta térmica.

La función del controlador de la manta es calentar la manta de forma controlada aplicando el ciclo de curado deseado que previamente se introduce mediante la interfaz del equipo.

- Registrador de temperatura y termopares.

Para registrar el ciclo de curado se instalaron termopares con los cuales se midió la temperatura del panel a cada minuto y mediante un registrador de temperatura se recogieron todos los datos. En la Figura 34 se muestra un registro de uno de los paneles curado con el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C).

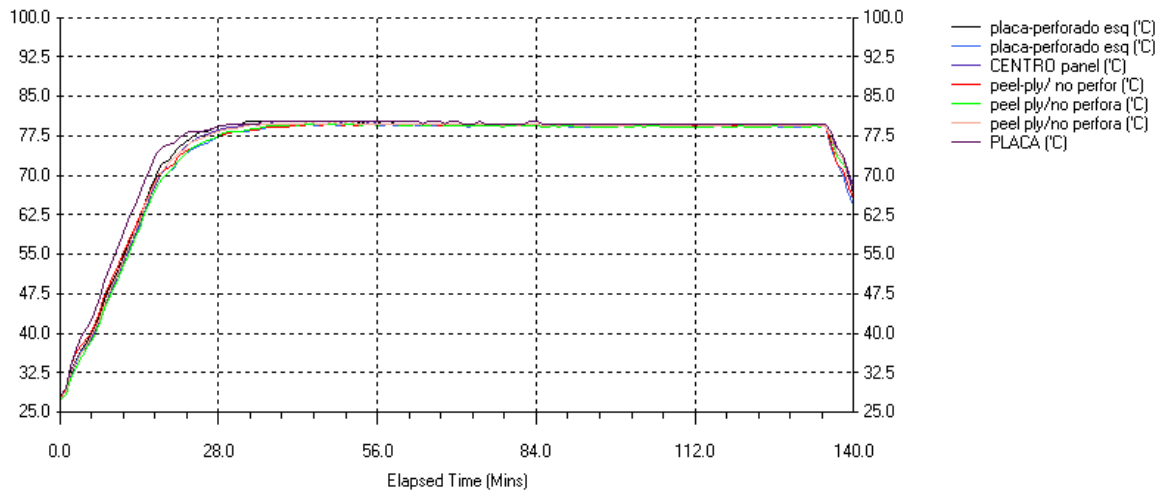


Figura 34 Registro del ciclo de curado de un panel (120 minutos a 80 °C)

En la Figura 35 se muestran la manta térmica, el controlador de la manta y el registrador de temperatura.

Y para el curado del sustrato se utilizó el autoclave, que además de aplicar temperatura, aplica presión superior a la atmosférica.

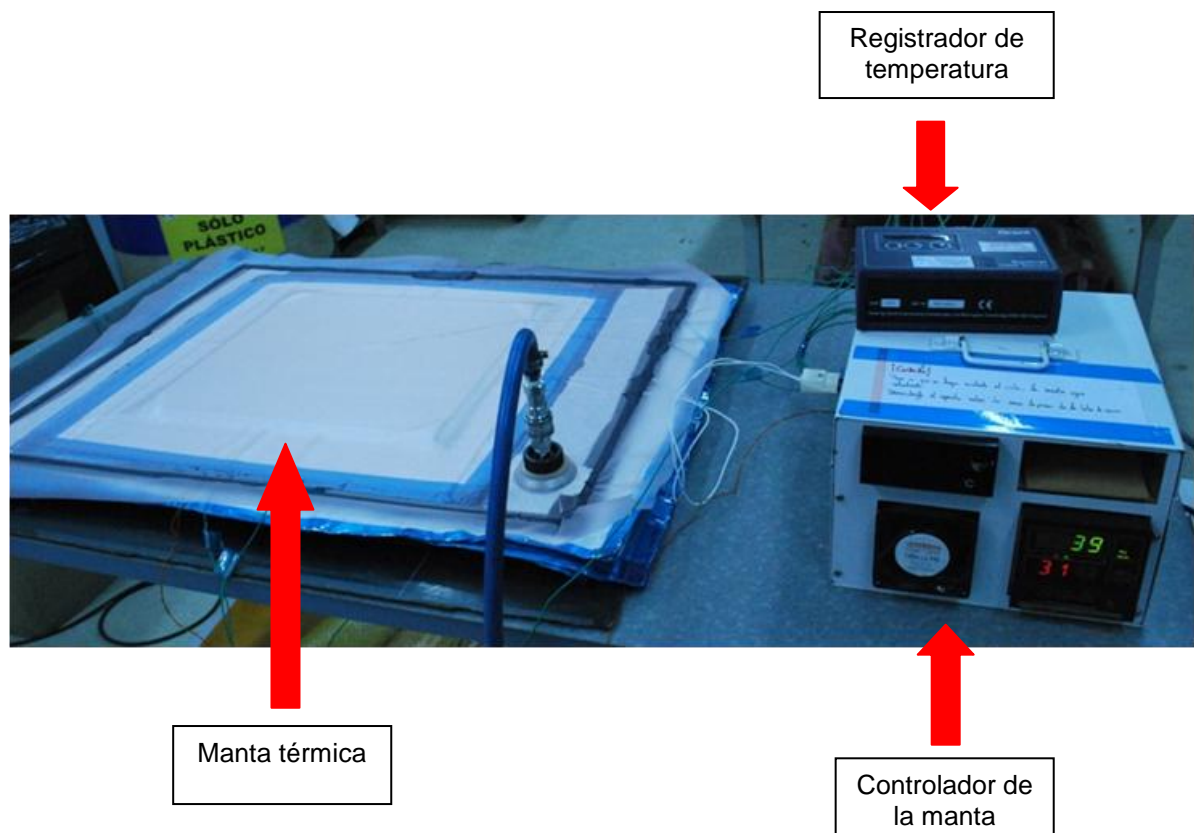


Figura 35 Ejemplo del curado de un panel donde se observa la manta térmica, el controlador de la manta y el registrador de temperatura

- Lijadora y lijas de grano 320 y 240.
Usada para la preparación superficial de los paneles de fibra de carbono en las reparaciones de uniones escalonadas y en las reparaciones del material de protección frente a impacto de rayos.

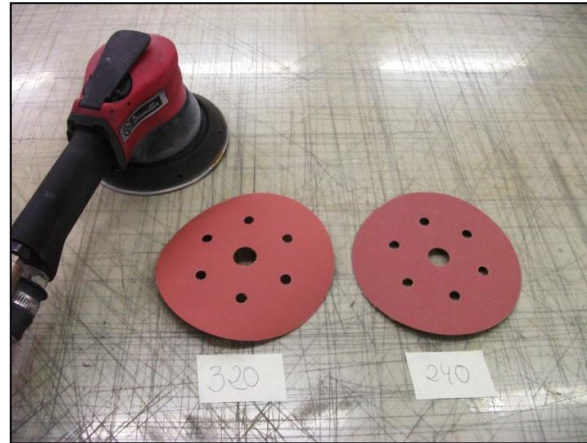


Figura 36 Lijadora y lijas de grano 320 y 240

- Barómetro, toma de vacío.
- Otros equipos y accesorios.
 - Espátulas.
 - Tijeras.
 - Guantes.
 - Cúter
- Materiales de protección y seguridad
 - Guantes de látex.
 - Guantes con refuerzo.
 - Mascarilla.
 - Mascarilla para volátiles.
 - Bata.
 - Calzado de seguridad.

12.4 Fabricación de paneles para los ensayos de determinación de las propiedades básicas de los laminados de reparación

12.4.1 Esquema de la fabricación

- ❖ Cálculo y corte del tejido seco de fibra de carbono.
- ❖ Preparación de la resina de laminación.
- ❖ Impregnación del tejido seco de fibra de carbono.
- ❖ Apilamiento de telas.
- ❖ Instalación de la bolsa de vacío.
- ❖ Ciclo de curado.
- ❖ Inspección visual, por lupa y por ultrasonidos.

12.4.2 Procedimiento para la fabricación de los paneles para ensayos de determinación de propiedades básicas de los laminados de reparación

Paso 1: Cálculo y corte de tejido seco de fibra de carbono

Una vez realizado todo el aprovisionamiento de materiales se procedió a fabricar el panel. El primer paso consistió en calcular y cortar el tejido seco de fibra de carbono necesario para fabricar el panel. En la Figura 37 se muestran las dimensiones del tejido seco de fibra de carbono necesario, sabiendo que el panel está formado por 10 telas y que cada tela mide 300 × 300 mm.

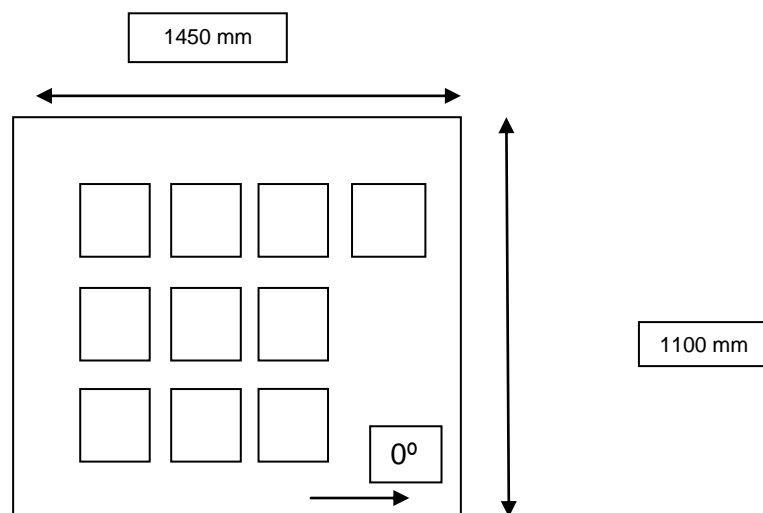


Figura 37 Dimensiones de tejido seco de fibra de carbono necesario para fabricar los paneles

Paso 2: Preparación de la mezcla de resina de laminación

Primeramente se pesó el tejido seco de fibra de carbono y se multiplicó por 1.3 ; se calcularon las cantidades de los componentes de la resina teniendo en cuenta que la relación en peso entre ellos es la que se muestra en la Tabla 4 (según el procedimiento descrito en SAE ARP 5310 [27]).

Tabla 4 Relación de mezcla de la resina de laminación.

Componentes	Partes por peso
Resina	100
Endurecedor	38

A continuación se pesó la resina y el endurecedor según lo calculado anteriormente. Es importante usar botes limpios para hacer la mezcla, posteriormente se debe mezclar con una espátula durante cinco minutos hasta que la mezcla sea lo más homogénea posible; y de forma lenta para que quede la menor cantidad de aire ocluido en la mezcla. Finalmente se limpió todo el instrumental antes de que la resina curara.

Precaución: una vez hecha la mezcla se deben realizar todos los pasos posteriores hasta la aplicación de vacío antes de que se cumpla el 80% del ciclo de vida de la resina de laminación.

Paso 3: Impregnación del tejido seco de fibra de carbono

Para la impregnación y según las instrucciones de SAE ARP 5319 [27] se repartió el 80 % de la resina sobre un film plástico y se colocó el tejido de fibra de carbono por encima. Después, trabajando el tejido con una espátula se tiene que conseguir la subida de la resina a través del tejido y una impregnación en todo su espesor. Si alguna zona queda sin impregnar con el 15 % restante se impregnan las zonas que están todavía secas. Finalmente se colocó otro film de plástico encima del tejido seco de fibra de carbono que ya está totalmente impregnado. En la Figura 38 se esquematiza el proceso.

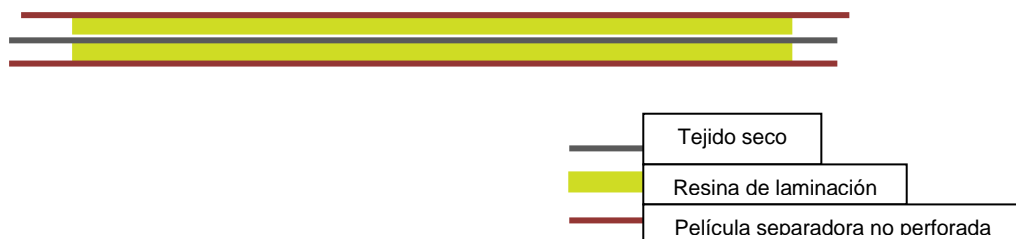


Figura 38 Impregnación del tejido siguiendo las instrucciones de SAE ARP 5319

Paso 4: Apilamiento de telas

Primeramente en la base utilizada para curar el panel se añadió un desmoldeante (en este caso una película separadora no perforada) y sobre éste una fina capa de resina de laminación para asegurar que la interface entre el panel a fabricar y el panel base no queda seca.

A la hora de realizar el apilamiento lo más correcto es quitar primero el film plástico superior (ver Figura 38), colocar la tela sobre el laminado en construcción y presionar. La adhesión entre la nueva tela y el laminado es entonces, lo suficientemente alta para que, al quitar el plástico inferior se produzca la menor distorsión posible (depende de la pericia del operario).

Al utilizar este procedimiento, se pega siempre una cara inferior de tejido sobre una cara superior.

Paso 5: Instalación de la bolsa de vacío

La configuración de la bolsa de vacío usada se detalla en la Figura 39.

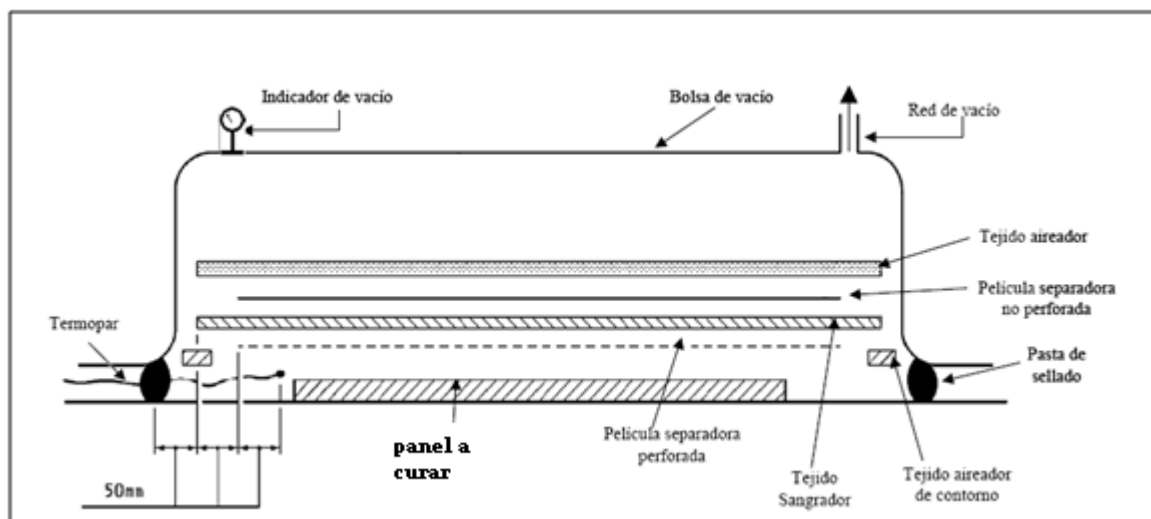


Figura 39 Bolsa de vacío usada en la fabricación de los paneles

Se colocó primeramente la pasta de sellado y el tejido aireador de contorno. A continuación y sobre el panel que se va a curar se disponen los siguientes materiales: un film perforado (que permite el sangrado de la resina de laminación); un tejido de vidrio, sangrador (que absorbe la resina); un film no perforado (para facilitar el desmoldeo); el tejido aireador y finalmente la bolsa de vacío y la válvula de vacío.

Se colocaron siete termopares (T1 a T7) en el interior de la bolsa de vacío para registrar que el curado del panel es el adecuado. La situación de los termopares se muestra en la Figura 40.

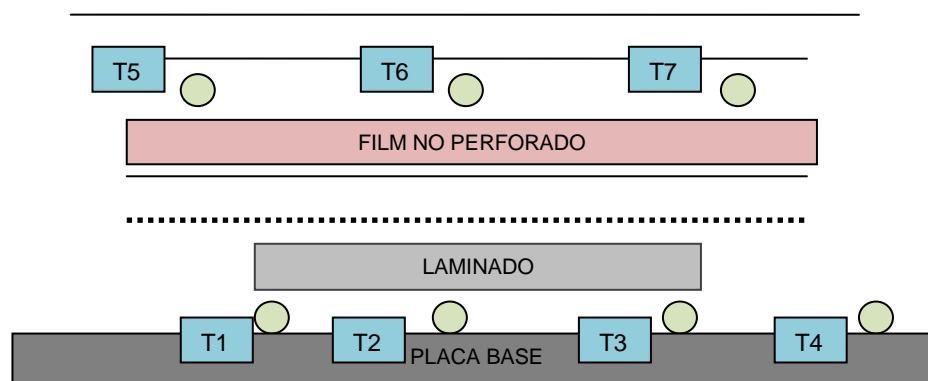


Figura 40 Situación de los termopares para registrar el ciclo de curado

Paso 6: Curado del panel

Los paneles se curaron en una estufa de aire circulante ó con manta térmica. Los ciclos de curado son los mostrados en la Tabla 5, que fueron seleccionados según se describe en los apartados 14.1 y 1.1.

Tabla 5 Ciclos de curado utilizados en este ensayo

Parámetros	Unidades	Referencia	Ciclo 1	Ciclo 2
Presión de curado (solo presión de vacío)	Bar	> 0.7	> 0.7	> 0.7
Rampa de calentamiento	°C/minuto	0.5-3	0.5-3	0.5-3
Temperatura de curado	°C	80 ± 5	90 ± 5	100 ± 5
Estabilización	minutos	120 (-0/+15)	20(-0/+15)	30(-0/+15)
Rampa de enfriamiento	°C/minuto	0.5-5	0.5-5	0.5-5

Paso 7: Inspección visual, con lupa y por ultrasonidos

Una vez acabado el ciclo se puede manipular la pieza para retirar los materiales de la bolsa obteniendo un panel listo para inspección no destructiva por ultrasonidos (ver apartado 11.7), inspección visual y con lupa y posterior corte de probetas para los ensayos de:

- DSC
- DMA
- ILSS

- Determinación de los constituyentes de los laminados
- Espesor de los laminados

Los resultados de las inspecciones se muestran en el apartado 13.1 y los de los ensayos en los apartados 14.5, 14.6, 14.7 14.8 y 14.9 respectivamente.

12.5 Fabricación de paneles para ensayos de resistencia de uniones escalonadas

Los paneles que se fabricaron para ensayos de resistencia de uniones escalonadas constan de dos partes: el sustrato y el material de reparación. A continuación se describe la fabricación de cada una de esas fases.

12.5.1 Esquema de la fabricación

- Fabricación del laminado sustrato.
 - ❖ Cálculo y corte del tejido preimpregnado.
 - ❖ Apilamiento de telas.
 - ❖ Instalación de la bolsa de vacío.
 - ❖ Curado en autoclave.
 - ❖ Inspección visual.
 - ❖ Inspección no destructiva (NDI).
 - ❖ Mecanizado de paneles sustrato.
 - ❖ Acondicionamiento del sustrato previo al encolado.
- Encolado del material de reparación.
 - ❖ Preparación superficial.
 - ❖ Cálculo y corte del tejido seco de fibra de carbono.
 - ❖ Preparación de la resina de laminación
 - ❖ Impregnación del tejido seco de fibra de carbono.
 - ❖ Apilamiento de telas.
 - ❖ Instalación de la bolsa de vacío.
 - ❖ Ciclo de curado.
 - ❖ Inspección visual.
 - ❖ Inspección no destructiva (NDI).

12.5.2 Fabricación del laminado sustrato.

Para la fabricación de los paneles sustrato, el material compuesto utilizado es un preimpregnado de fibra de carbono de curado a 180 °C, de espesor nominal 0.237 mm. Este laminado consta de 8 telas con orientación (0/+45/90/-45)s.

En la Tabla 6 se muestran el número de laminados de sustratos fabricados.

Tabla 6 Laminados de sustrato que se fabricaron

I.D laminado sustrato	Nº de laminados	Espesor del laminado sustrato	Lay-up	Dimensiones del laminado (mm)
A1(001-002)	2	1.9	[0/45/90/-45]s	300 x 400
A2(001-008)	8		[0/45/90/-45]s	300 x 650
A3 (001-002)	2		[0/45/90/-45]s	300 x 300

Paso 1: Corte y apilamiento de telas

Se cortaron las telas con las dimensiones necesarias para cada panel y se apilaron según el proceso descrito en el apartado 12.4 (paso 4) teniendo en cuenta que estos laminados tienen un escalonamiento como el descrito en la Figura 41.

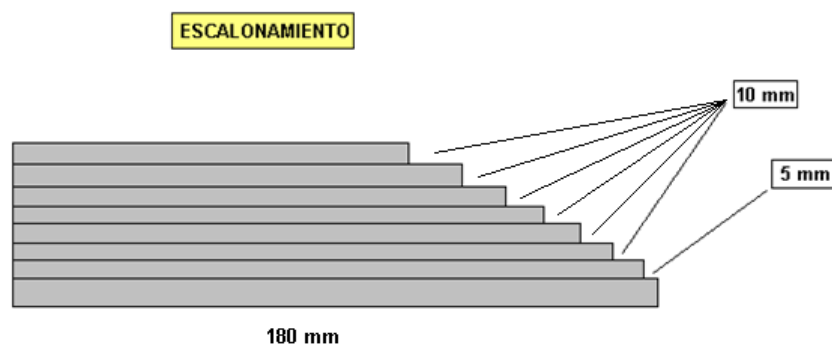
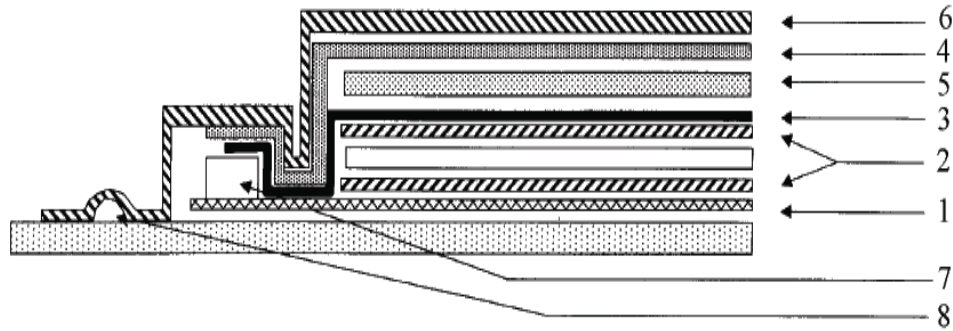


Figura 41 Escalonamiento para el laminado sustrato

Paso 2: Instalación de la bolsa de vacío

La configuración de bolsa de vacío usada para los paneles sustrato es la mostrada en la Figura 42.



1	Agente desmoldeante
2	Tejido de vidrio
3	Film no perforado
4	Tejido aireador
5	<i>Caul plate</i>
6	Bolsa de vacío
7	Cinta de contorno de fibra de vidrio
8	Sellante

Figura 42 Bolsa de vacío para el laminado sustrato

Paso 3: Curado del panel sustrato

El curado se realizó en autoclave. Las condiciones del ciclo se detallan en la Tabla 7.

Tabla 7 Requerimientos del ciclo de curado en autoclave para el sustrato

Parámetros	Unidades	Requerimientos
Presión de vacío	Bar	< 0.22
Rampa de calentamiento	°C/minuto	0.2-3.5
Presión de autoclave	Bar	7±1
Temperatura de curado	°C	180 ± 5
Tiempo de estabilización	minuto	120–135
Rampa de enfriamiento	°C/minuto	0.2-3.5

Una vez el ciclo completado, se procedió al desmoldeo de los paneles.

Paso 4: Inspección por ultrasonidos.

La inspección por ultrasonidos se detalla en el apartado 11.7 y los resultados de estos paneles se muestran en el apartado 13.

Paso 5: Mecanizado de paneles sustrato.

Los paneles sustrato se recantearon y se cortaron con las dimensiones necesarias. En la Tabla 8 se detalla el mecanizado de los paneles necesarios y en la Tabla 9 el acondicionamiento aplicado a cada uno de ellos.

Tabla 8 Mecanizado de los laminados sustrato

ID panel	Nº de paneles	Dimensiones de cada panel (mm)	Número de subpaneles para cada panel	Dimensiones de cada subpanel (mm ²)
A1(001-002)	2	300 x 400	-	-
A2(001-003)	3	300 x 650	2	300 x 325
A2(004-008)	5	300 x 650	2	300 x 360 300 x 290
A3 (001)	1	300 x 300	2	300 x 200 300 x 100
A3 (002)	1	300 x 300	3 (<i>travellers</i>)	75 x 75

Paso 6: Acondicionamiento del sustrato previo al encolado del material de reparación.

Los paneles de sustrato se sometieron a los procesos de acondicionamiento descritos en la Tabla 9, siguiendo los métodos indicados en el apartado 11.6.

Tabla 9 Acondicionamiento del panel sustrato antes del encolado

ID panel	Nombre del subpanel	Dimensiones de cada panel (mm)	Secado	Acondicionamiento en humedad acelerado
A1.001	-	300 x 400	72 h a 50 °C / 72 h a 70 °C / 90 °C equilibrio	-
A1.002	-	300 x 400		80 °C/85 % HR equilibrio
A2(001-003)	A2.001.1 A2.002.1 A2.003.1	300 x 325		-
	A2.001.2 A2.002.2 A2.003.2	300 x 325		80 °C/85 % HR equilibrio
A2(004-008)	A2.004.1 A2.005.1 A2.008.1	300 x 360		-
	A2.004.2 A2.007.2	300 x 290		80 °C/85 % HR equilibrio
	A2.006.1 A2.007.1	300 x 360		
	A2.005.2 A2.006.2 A2.008.2	300 x 290		
	A3.001.2	300 x 100		-
	A3.001.1	300 x 200		80 °C/85 % HR equilibrio

Nota: para el control de peso de los acondicionamientos se usaron 3 travellers de 75 x 75 mm.

Una vez alcanzado el equilibrio de secado o de absorción de humedad en cada panel se procedió a realizar el encolado del material de reparación que en todos los casos se llevó a cabo inmediatamente después de la retirada del panel sustrato de la estufa ó cámara climática.

12.5.3 Encolado del material de reparación sobre los laminados sustrato

Paso 1: Preparación superficial

Primeramente se activó el área del panel donde se simuló la reparación (es decir en el escalonamiento), usando una lijadora automática (ver Figura 43), comenzando con un grano de lija de grado 280 y terminando con uno de grado 400.

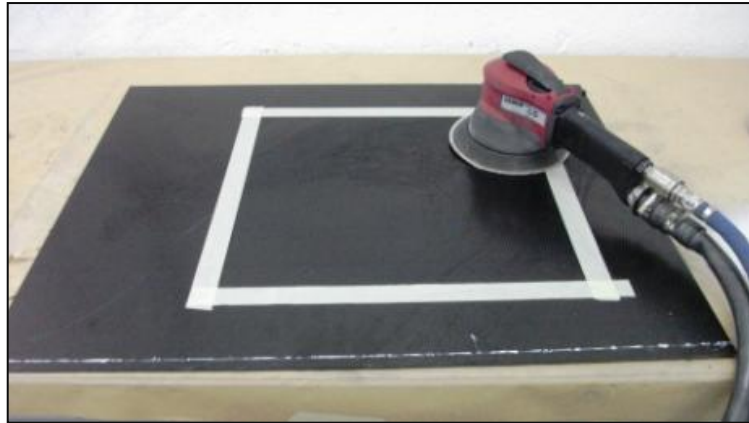


Figura 43 Lijado automático

A continuación se limpió por el método de los dos trapos (ver Figura 44 y Figura 45) que consiste en:

- a) Poner el agente de limpieza seleccionado metil-etil-cetona (MEK), sobre el primer trapo. No saturar el trapo. No introducir el trapo en el bote de MEK.
- b) Limpiar la superficie a reparar con ese primer trapo.
- c) Usar un segundo trapo seco para limpiar el MEK.
- d) Continuar el proceso anterior hasta que una parte limpia del trapo seco permanezca limpia.
- e) Realizar un último repaso con el trapo seco.
- f) Dejar la parte que ha sido limpiada como mínimo 15 minutos para que seque.

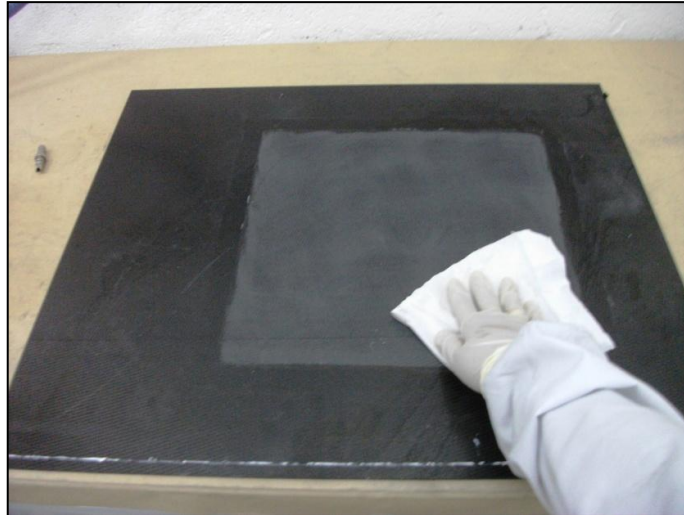


Figura 44 Limpieza con metil-etil-cetona



Figura 45 Método de limpieza con los dos trapos

Una vez terminada la preparación superficial se llevó a cabo la prueba de la película de agua para comprobar que la limpieza se realizó satisfactoriamente.

El procedimiento para realizar la prueba de agua consiste en:

- Asegurarse de que la superficie esté totalmente seca.
- Impregnar con agua desmineralizada mediante un *spray* la superficie anteriormente limpiada hasta que se quede una fina capa sobre la superficie.
- Comprobar el mojado de la superficie. Cuando sobre ésta queda una fina capa de agua y la tensión superficial del agua no forman gotas, entonces la superficie está limpia
- Dejar el agua sobre la superficie al menos 30 segundos. Esta debe permanecer como un film completo sobre la superficie.

Si se formaran gotas o el agua se separara antes de los 30 segundos eso significaría que la energía superficial sigue siendo demasiado baja y que la adhesión no está asegurada por tanto habría que volver a activar la zona de reparación, limpiarla por el método de los dos trapos y repetir este ensayo

A continuación se procedió a realizar la reparación por el método de impregnación en húmedo descrito en el apartado 12.4. Se introdujeron las siguientes modificaciones:

- En el paso 1, el número de telas y la orientación del material impregnado en húmedo se realizó de acuerdo a la Tabla 3.
- En el paso 4, a la hora de realizar el apilamiento, se realizó de forma escalonada como se describe en la Figura 46.

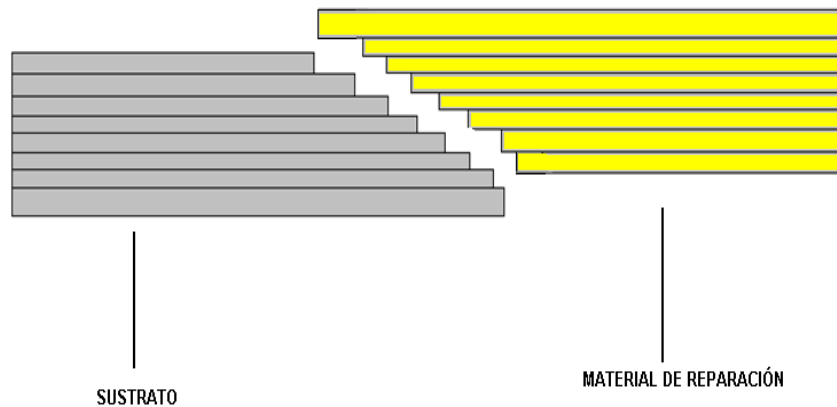


Figura 46 Apilamiento del material de reparación (escalonamiento)

- Solo se realizaron paneles con los ciclos de referencia y el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C) de la Tabla 5, cuya selección se explica más adelante en el apartado 14.

12.6 Metodología para el estudio de las reparaciones para la protección frente al rayo

12.6.1 Contexto

El diseño original para la protección contra el rayo en los componentes de los aviones es una malla o *foil* de material metálico preimpregnado con el material compuesto y curado in situ con el material estructural a 180°C en el autoclave bajo presión.

La reparación propuesta para producción y servicio suele consistir en la instalación de dicha malla o *foil* de material metálico seco mediante una resina de laminación y un posterior curado con vacío, es decir mediante impregnación en húmedo.

Objetivos

El objetivo de este estudio es: determinar la reparación óptima de la protección frente al rayo de distintos gramajes con resina de laminación de modo que se consiga:

- Impregnación y encolado homogéneos.
- Acabado superficial de acuerdo a los requerimientos aerodinámicos.

Una de las etapas más exigentes de la reparación es la de impregnación del material metálico de protección contra el impacto de rayo, por esa razón primeramente se realizó la reparación únicamente con dicho material para comprobar las características más favorables para el ensayo (cantidad de resina, configuración de la bolsa, ciclo de curado).

Una vez conseguida una impregnación lo más homogénea posible se simuló la reparación no solo del material de protección contra el rayo sino también de los componentes de fibra de carbono (o fibra de vidrio).

12.6.2 Parámetros estudiados

Configuraciones de la bolsa de vacío.

Se probaron tres configuraciones de bolsa de vacío diferentes. A continuación en la Figura 47, Figura 48 y Figura 49 se detalla la configuración de cada una de ellas.

Bolsa de vacío 1 (B1)

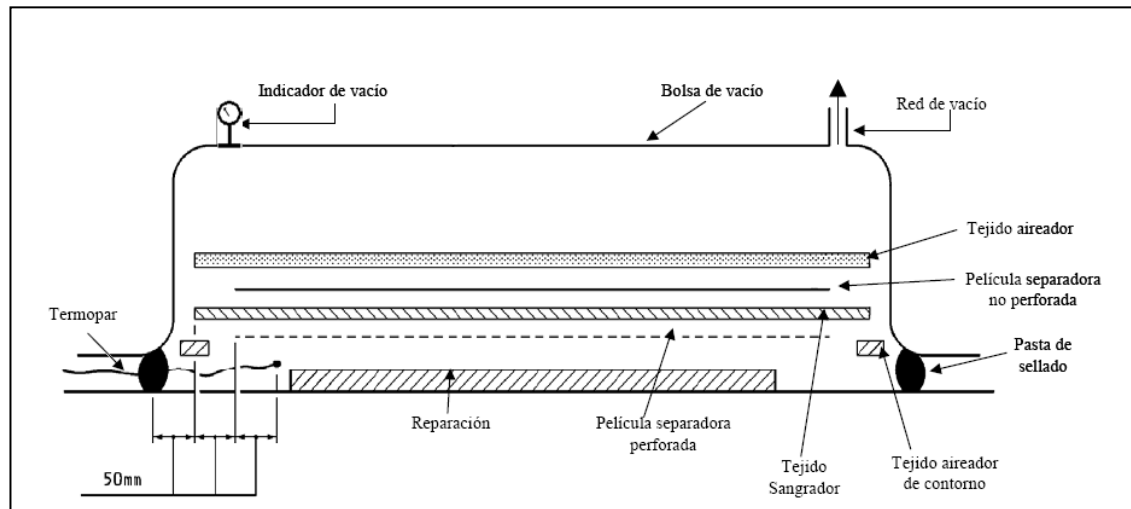


Figura 47 Configuración de la bolsa de vacío 1 (B1)

Bolsa de vacío 2 (B2)

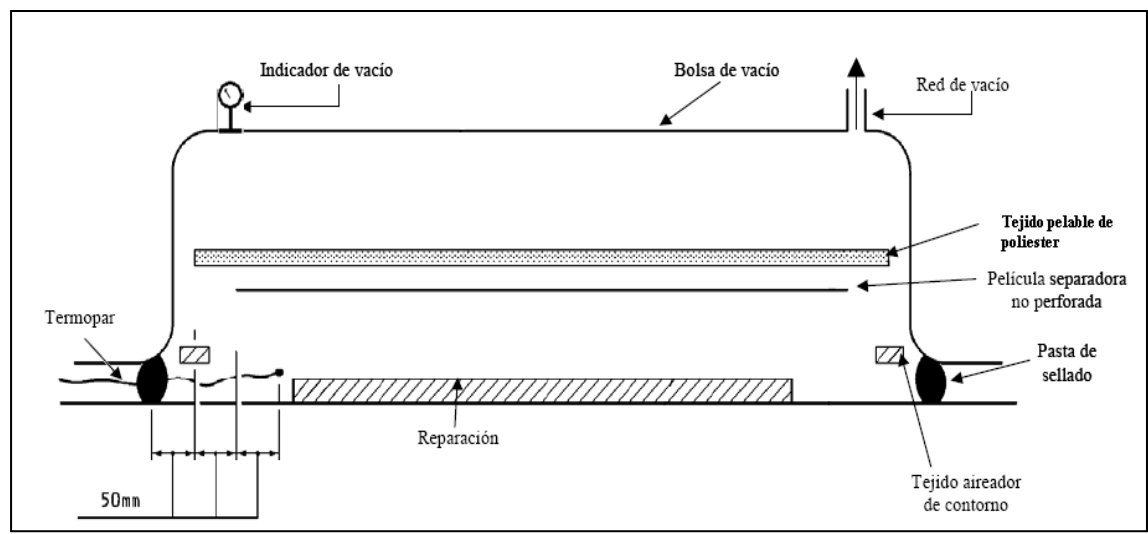


Figura 48 Configuración de la bolsa de vacío 2 (B2)

Bolsa de vacío 1 modificada (B3)

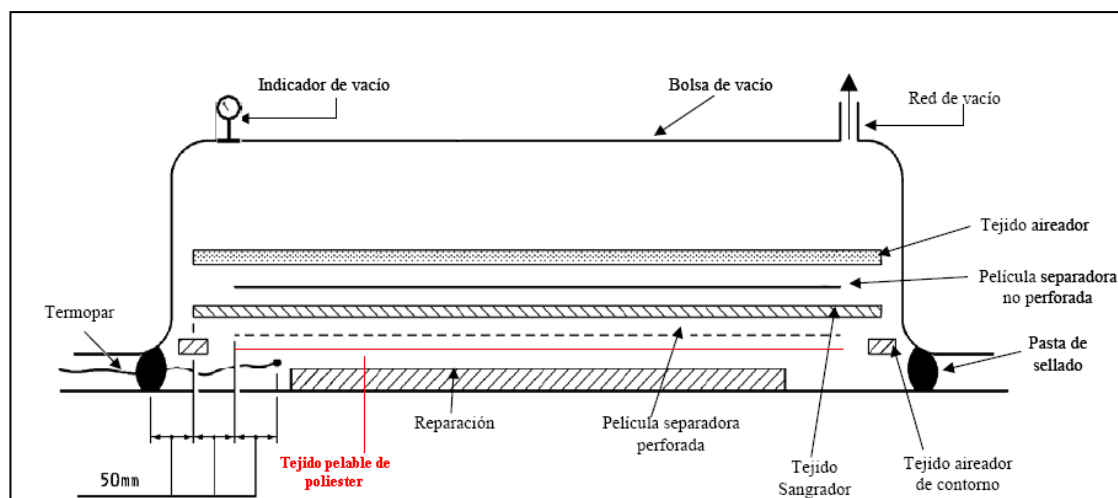


Figura 49 Configuración de la bolsa de vacío 1 modificada (B3)

Ciclos de curado

Se ensayaron dos ciclos de curado diferentes que se muestran en la Tabla 10.

Tabla 10 Ciclos de curado ensayados

Nombre del ciclo	Descripción del ciclo
24 h a T.A + referencia	Ciclo 24 horas a temperatura ambiente (T.A) + 120 minutos a 80 °C En estufa, con rampa de calentamiento 1- 3 °C/min
Ciclo de referencia	120 minutos a 80 °C En estufa, con rampa de calentamiento 1- 3 °C/min

Cantidad de resina para la malla

No se sabía la cantidad de resina necesaria para obtener una buena impregnación del material metálico de protección contra el rayo, por esa razón se hicieron varias pruebas con distintas proporciones de resina hasta dar con la cantidad suficiente para una impregnación lo más homogénea posible.

Los resultados se encuentran en el apartado 15. Aquí, a continuación se detalla el procedimiento de estas reparaciones que es el mismo independientemente de la cantidad de resina utilizada.

12.6.3 Esquema de la reparación

- ❖ Preparar la zona de reparación.
- ❖ Limpieza de la malla o *foil* metálico de protección contra el impacto de rayo.
- ❖ Preparación de los materiales de la bolsa de vacío.
- ❖ Preparación de la resina de laminación.
- ❖ Impregnación del tejido seco de fibra de carbono (si se ensayara con él).
- ❖ Impregnación del material de protección frente al impacto del rayo.
- ❖ Instalación de la bolsa de vacío.
- ❖ Ciclo de curado.
- ❖ Retirar la bolsa de vacío.
- ❖ Inspección visual.

12.6.4 Procedimiento para realizar una reparación únicamente con malla

Las reparaciones se simularon en un panel de fibra de carbono, sobre el cual se pretende instalar un parche de PRO1 o PRO2 de dimensiones 300 mm x 300 mm. Los pasos necesarios son:

Paso 1: Preparación superficial

Como las dimensiones del parche son 300 mm x 300 mm la preparación superficial se realizó en un área del panel de 350 mm x 350 mm.

La preparación superficial se describió en el apartado 1.1.1 (Paso 1).

Paso 2: Limpieza de los materiales PRO1 o PRO2

Se limpió la malla con un trapo impregnado con MEK, frotando la superficie de la misma hasta que quedó limpia (ver Figura 50).



Figura 50 Limpieza de la malla o foil metálico de protección contra el impacto de rayo

Paso 3: Preparación de los materiales de la bolsa de vacío

Una vez preparados el panel base y los materiales PRO1 o PRO2 y antes de realizar la mezcla de la resina de laminación se prepararon los materiales para realizar la bolsa de vacío en función de la configuración de la bolsa.

Paso 4: Preparación de la resina de laminación

Se pesaron los materiales PRO1 o PRO2. A continuación se calculó la cantidad de los componentes de la resina teniendo en cuenta una relación de componente A a componente B de 100:38 en peso (ver la Tabla 4) y según el procedimiento descrito en SAE ARP 5256 [25].

La proporción de resina mezclada frente al peso de la malla es 1:1.3 (proporción normalmente especificada para la impregnación de telas de tejido de fibra de carbono y de fibra de vidrio), pero a partir de esta cantidad inicial se fue variando en las distintas pruebas realizadas la cantidad de resina hasta encontrar la cantidad de resina suficiente para cumplir los objetivos descritos en el apartado 12.6.1.

A continuación y según lo calculado anteriormente se pesó la resina y el endurecedor y se mezclaron, siguiendo el método descrito en el apartado 12.4, paso 2.

Paso 5: Impregnación de los materiales PRO1 o PRO2 secos

Se aplicó el $80\% \pm 5\%$ de la resina mezclada sobre la zona del panel saneado, con ayuda de una espátula se extendió la resina sobre la superficie del panel. A continuación se colocaron los materiales PRO1 o PRO2 sobre la resina asegurando que ninguna zona formara arrugas.

Usando una espátula o un cepillo limpio se impregnó y se eliminó el aire ocluido. Se esperó al menos 5 minutos para que el aire escapara y finalmente si quedara alguna zona seca se aplicó una fina capa de resina sobre esta.

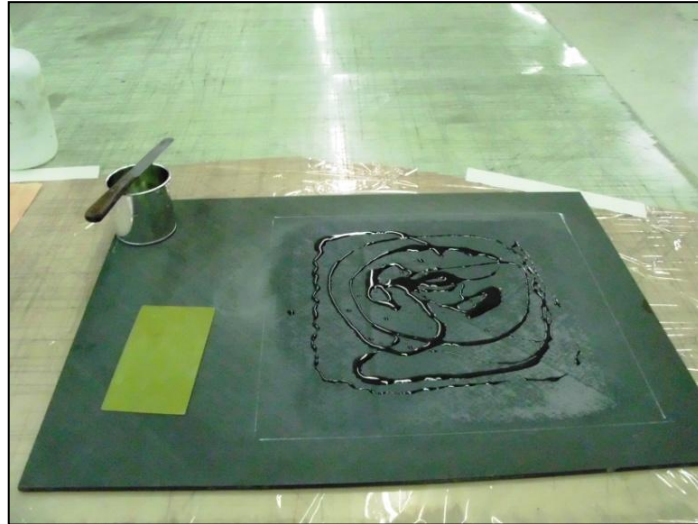


Figura 51 Impregnación del panel

Paso 7: Instalación de la bolsa de vacío

Bolsa de vacío 1 (B1)

Se instaló la bolsa de vacío de acuerdo a la **Figura 47**.

Bolsa de vacío 2 (B2)

Se instaló la bolsa de vacío de acuerdo a la **Figura 48**.

Bolsa de vacío 2 modificada (B3)

Se instaló la bolsa de vacío de acuerdo a la **Figura 49**.

Paso 8: Curado de la resina

El curado se realizó en la estufa y según los ciclos descritos en la Tabla 10.

Paso 9: Inspección visual

Se analizaron visualmente los paneles ya reparados, comprobando si cumplían los objetivos descritos en el apartado 12.6.1.

12.6.5 Procedimiento para simular una reparación con material de protección frente al impacto del rayo y tejido de fibra de carbono

Una vez seleccionado el ciclo de curado más adecuado, la cantidad de resina óptima y la bolsa de vacío con la que mejores resultados se obtenían, se procedió a simular una reparación real con el material metálico de protección frente a impacto de rayo y tejido de fibra de carbono.

La metodología a seguir fue la misma que la desarrollada en el apartado 12.6.4, únicamente hubo que añadir la etapa de impregnación y colocación de las telas (método de impregnación en húmedo), en este caso se impregnaron 4 telas de fibra de carbono de diferentes dimensiones (200×200 mm, 170×170mm, 140×140 mm y 110×110 mm) orientadas a 0° que se apilaron de menor a mayor tamaño para simular la reparación de un daño real en la estructura. Finalmente se comprobó mediante inspección visual si la reparación también cumplía los objetivos los descritos en el apartado 12.6.1.

Los resultados de estas reparaciones se detallan en el apartado 15.1.

12.6.6 Prueba de fabricabilidad final con el ciclo rápido seleccionado (30 minutos a 100 °C)

Con esta reparación se pretendía comprobar si el ciclo rápido seleccionado según se indica en el apartado 14 cumplía los objetivos de impregnación y encolado homogéneos y buen acabado superficial. Para ello se simuló una reparación como la descrita en el apartado 12.6.5 solo que en este caso se utilizó tanto fibra de carbono como fibra de vidrio.

En el caso del tejido de fibra de carbono se utilizaron 20 telas orientadas a 0°, para el tejido de fibra de vidrio 16 telas orientadas a 0°. Estas simulaciones de reparaciones se realizaron tanto con PRO1 como con PRO2 y se realizaron por el método de impregnación en húmedo (como se describe en el apartado 12.4). El curado se realizó con **manta térmica y con el ciclo rápido seleccionado 30 minutos a 100 °C** (ver apartado 14).

Los resultados de estas reparaciones se detallan en el apartado 15.2.

13. RESULTADOS DE LA INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA

13.1 Resultados de los paneles fabricados para los ensayos de determinación de propiedades básicas del laminado de reparación

Se inspeccionaron los paneles con la técnica de pulso-eco como se describió en el apartado 11.7. Esta inspección se realizó con el equipo Omniscan (semiautomático). A continuación se detalla de una de las inspecciones realizadas a uno de los paneles.

13.1.1 Ejemplo de la inspección no destructiva de un panel realizada con el equipo Omniscan

A continuación se muestra la inspección no destructiva de uno de los paneles curado con el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) de dimensiones 300 mm x 300 mm. Estos resultados han sido los mismo para los otros dos ciclos de curado, el de referencia (120 minutos a 80 °C) y el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C). En la Figura 52 se muestra el panel a inspeccionar.

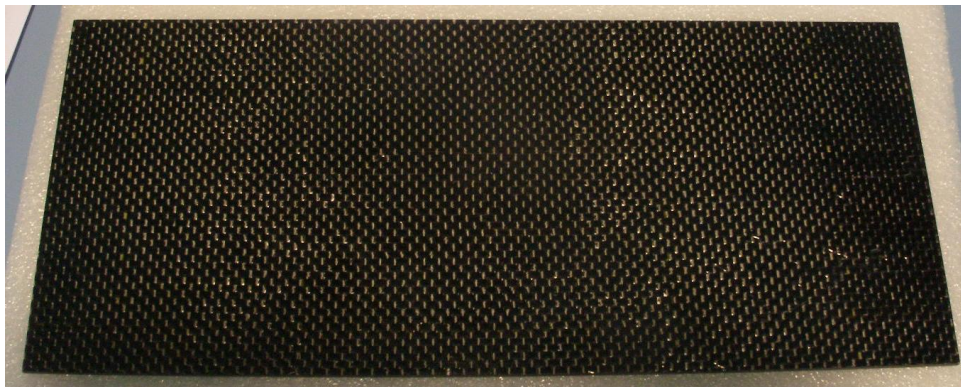


Figura 52 Panel a inspeccionar. Ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)

En la Figura 53 se define la escala de ganancia usada en todas las inspecciones realizadas.



Figura 53 Escala de ganancia

La Figura 54 muestra el C-Scan de la probeta patrón a partir de la cual se referenció la inspección.

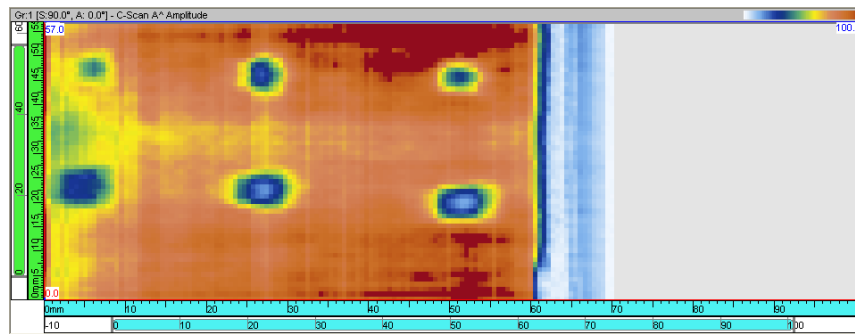


Figura 54 C-Scan de la probeta patrón

El C-Scan (Figura 55) está obtenido con el nivel de ganancia de la probeta patrón necesario para obtener una amplitud del eco de fondo al 80 % de la misma (criterio para la inspección). En él se observa que hay una diferencia de atenuación con respecto a la probeta patrón (ver Figura 54). Esto demuestra una pérdida de calidad en el panel debido a la porosidad del mismo.

La Figura 55 muestran registros C-Scan con el nivel de pérdida de atenuación de 0 dB.

La Figura 56 muestra las zonas con atenuación hasta los 12 dB y la Figura 57 hasta 18 dB.

Se puede considerar que el nivel de porosidad del panel está comprendido entre 12 y 18 dB. Esta relación de atenuación se relaciona con el porcentaje de volumen de huecos calculado en el apartado 14.8.

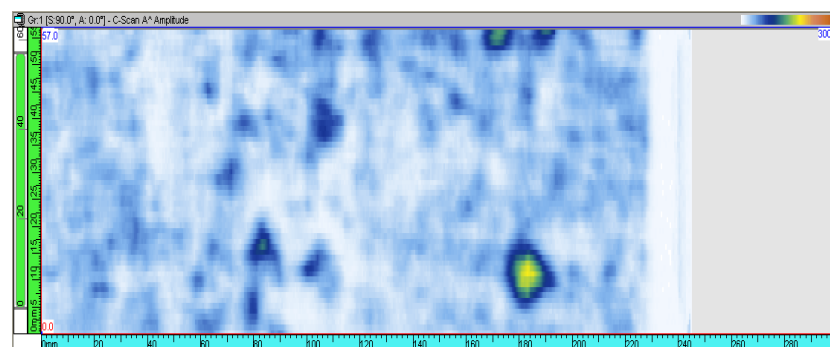


Figura 55 C-Scan del panel a inspeccionar a 0 dB

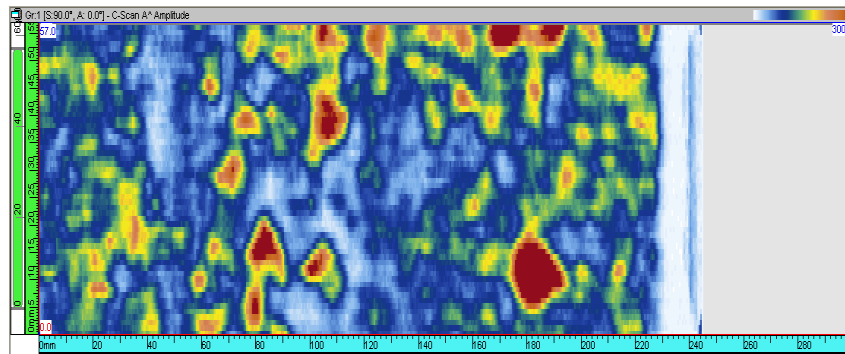


Figura 56 C-Scan del panel a inspeccionar a 12 dB

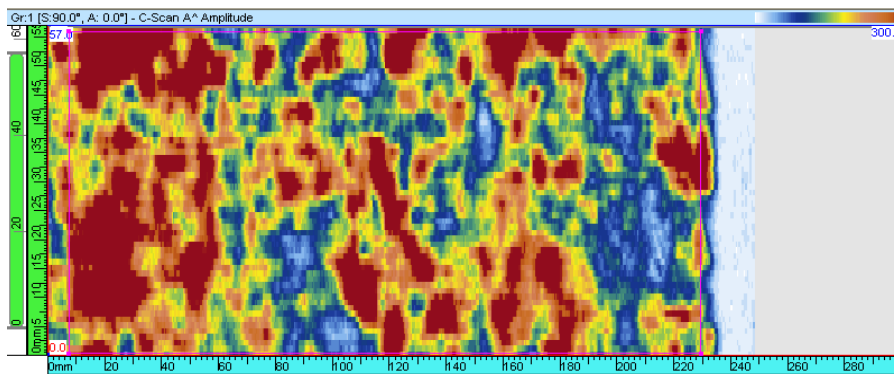
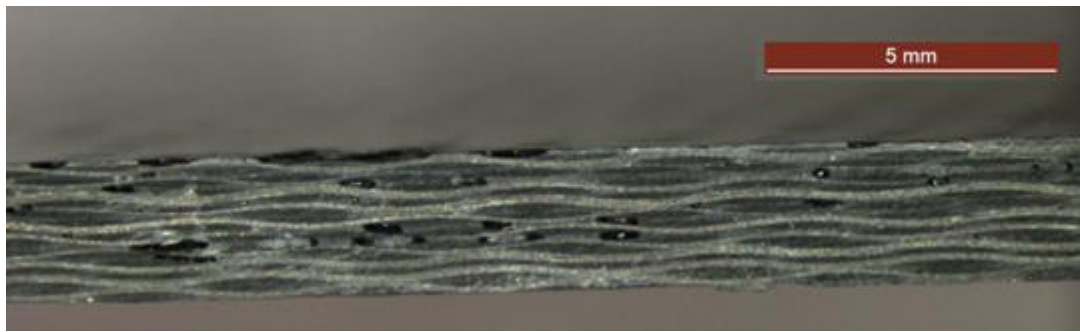


Figura 57 C-scan de la probeta patrón y del panel a inspeccionar a 18 dB

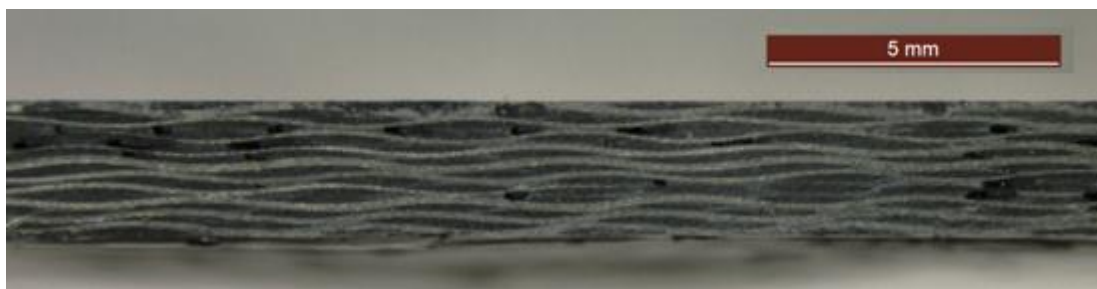
En todos los paneles inspeccionados se encontró porosidad, característica en laminados cuyo curado se ha realizado fuera de autoclave sin presión positiva. Sin embargo no se detectó ningún daño o fallo del proceso de fabricación.

13.1.2 Inspección con lupa

Para observar con más claridad la porosidad se decidió realizar una inspección con lupa a los paneles (inspección de un laminado de cada ciclo). En la Figura 58 se muestran fotografías representativas de la calidad de los laminados.



Ciclo de referencia: 120 min a 80 °C



Ciclo rápido 1: 20 min a 90 °C



Ciclo rápido 2: 30 min a 100 °C

Figura 58 Fotografías con lupa de los tres laminado de fibra de carbono curados con el ciclo de referencia y los dos ciclos rápidos estudiados respectivamente

13.2 Resultados de paneles fabricados para ensayos de resistencia de uniones escalonadas

La inspección no destructiva de estos paneles se realizó en el laminado sustrato previo al encolado y en el laminado con el material de reparación ya encolado para comprobar que no había sufrido ningún daño o fallo durante el proceso de fabricación. A continuación se muestra un ejemplo de cada una de las inspecciones.

13.2.1 Ejemplo de la inspección no destructiva del laminado sustrato

Esta inspección no destructiva se realizó con el equipo TEMUS (automático).

Se realizó la inspección a 12 paneles:

- 8 paneles de 650 x 300 mm
- 2 paneles de 400 x 300 mm
- 2 paneles de 300 x 300 mm

En la Figura 59 se muestra un ejemplo de los resultados de IND de tres laminados sustrato donde se observa con claridad el escalonamiento y que el laminado no ha sufrido ningún daño o fallo en el proceso de fabricación.

Se observa así mismo un nivel de atenuación muy bajo, como corresponde a paneles curados en autoclave con 7 bares de presión.

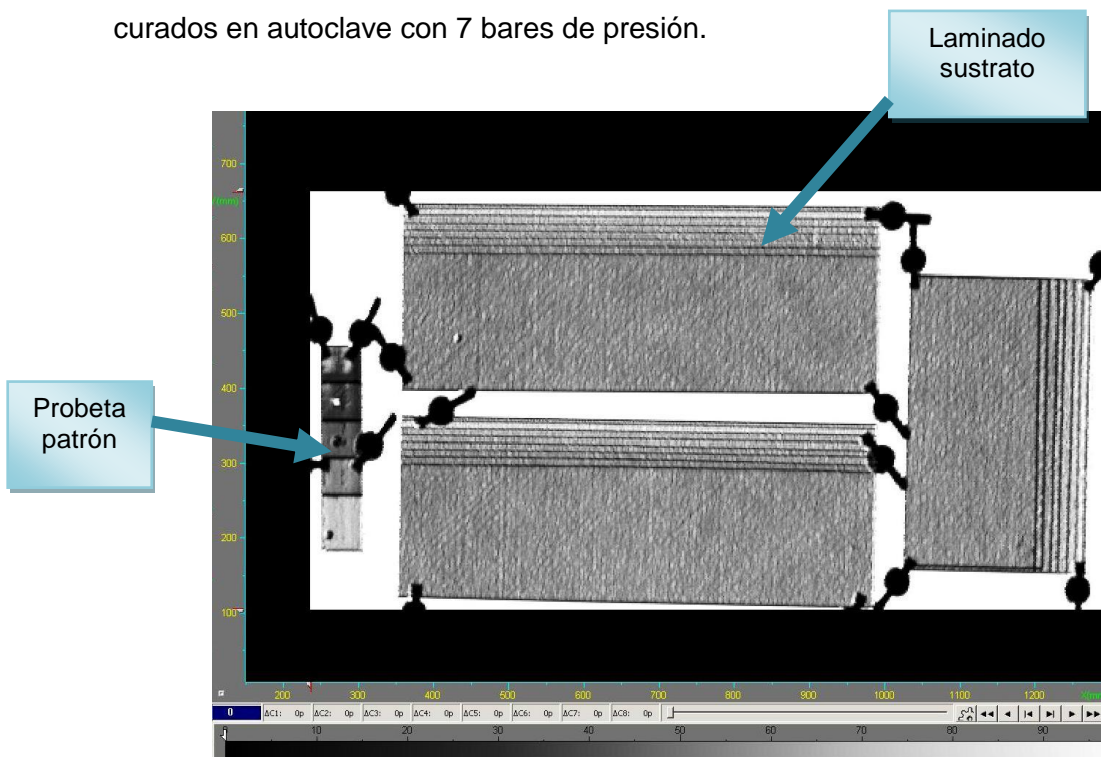


Figura 59 Inspección no destructiva automática de dos paneles de 650 mm x 300 mm y un panel de 400 mm x 300 mm (C-Scan)

13.2.2 Ejemplo de inspección no destructiva del laminado sustrato con el material de reparación ya encolado

En la Figura 60 se observan los resultados de la inspección no destructiva realizados con en el equipo Omniscan (semi-automático) a 0 dB y a 8 dB.

La zona más roja es la más saturada y es donde predomina el laminado sustrato que al haber sido curado en autoclave no tiene apenas porosidad; la zona azul para saturarse necesitaría más ganancia porque tiene mucha porosidad, es la zona del material de reparación. Y en la parte central se observa claramente el escalonamiento donde se encolan el laminado sustrato y el material de reparación.

Se puede considerar que el nivel de porosidad del panel está en torno a 8 dB para el laminado de reparación.

Al igual que en los casos anteriores se observa la porosidad característica del curado fuera de autoclave pero ningún fallo o daño en el proceso de fabricación.

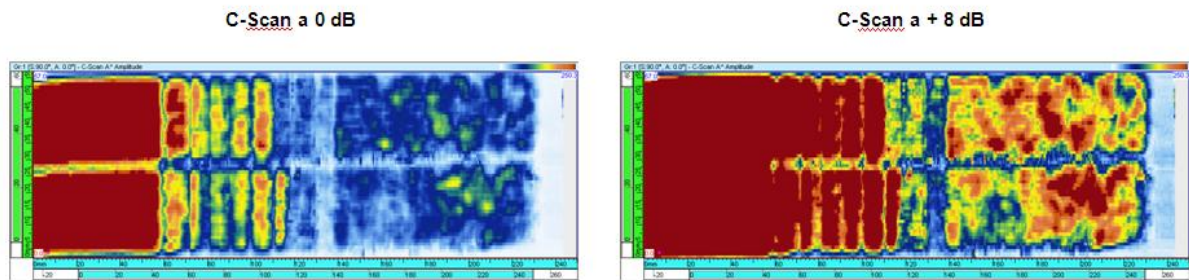


Figura 60 C-Scan del laminado sustrato con el material de reparación encolado

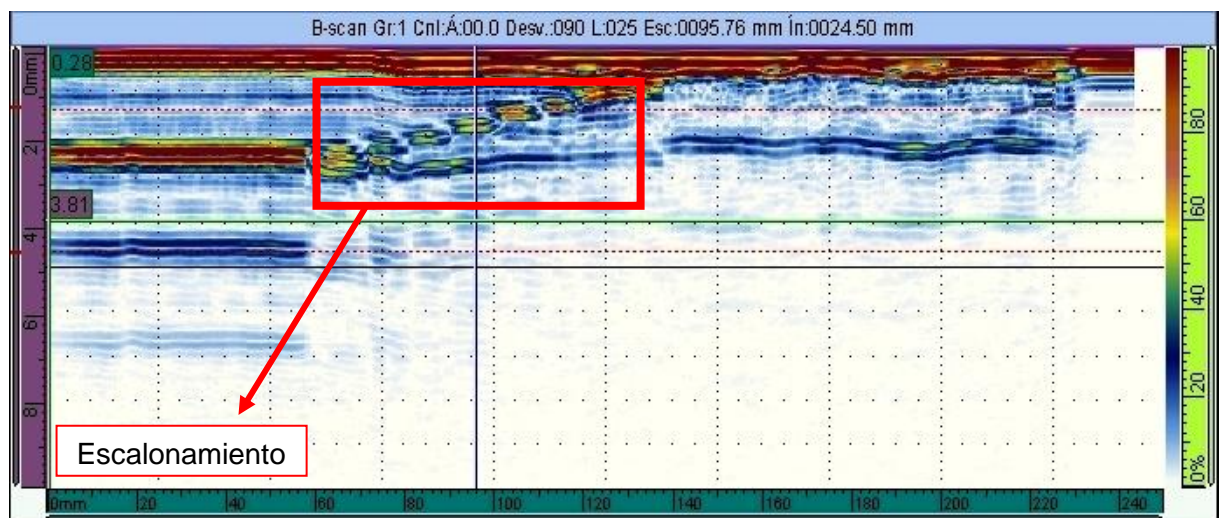


Figura 61 B-Scan de una probeta

14. DETERMINACIÓN DEL CICLO DE CURADO ÓPTIMO

14.1 Posibles ciclos de curado a estudiar

Para la resina de laminación estudiada en este proyecto se ha venido usando un ciclo de curado de 120 minutos a 80 °C (referencia). Como se describió en el apartado 5 es necesario reducir el tiempo de reparación y para ello se estudiaron distintas alternativas.

Los diferentes ciclos de curado rápidos a estudiar fueron:

- 60 minutos a 90 °C
- 45 minutos a 90 °C
- 30 minutos a 90 °C
- 20 minutos a 90 °C
- 30 minutos a 100 °C
- 20 minutos a 100 °C

El ahorro en tiempo de la reparación para cada ciclo es el indicado en la Tabla 11.

Tabla 11 Ahorro en tiempo de los ciclos rápidos con respecto al ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Ciclo de curado	Referencia 120 min a 80 °C	60 min a 90 °C	45 min a 90 °C	30 min a 90 °C	20 min a 90 °C	30 min a 100 °C	20 min a 100 °C
Tiempo de rampa a 3°C/min (min)	19	22	22	22	22	26	26
Tiempo total (min)	139	82	67	52	42	56	46
Ahorro de tiempo frente al ciclo de referencia (min)	-	57	72	87	97	83	93

14.2 Resultados de DSC modulado para la resina de laminación fresca

14.2.1 Determinación de la entalpía de curado de la resina de laminación

Se realizaron tres ensayos de DSC modulado (ver apartado 11.2) con la resina de laminación en fresco; en la Tabla 12 se muestran los valores de la entalpía total (ΔH) correspondientes al curado de la resina fresca. En la Figura 62 se muestra un termograma típico de uno de los ensayos de DSCM.

Tabla 12 Resultados de los ensayos de DSC modulado: curado de la resina de laminación fresca

Estado	ID mezcla	Entalpía total (J/g)	Entalpía total media (J/g)
Fresca	1	502	495
	2	496	
	3	486	

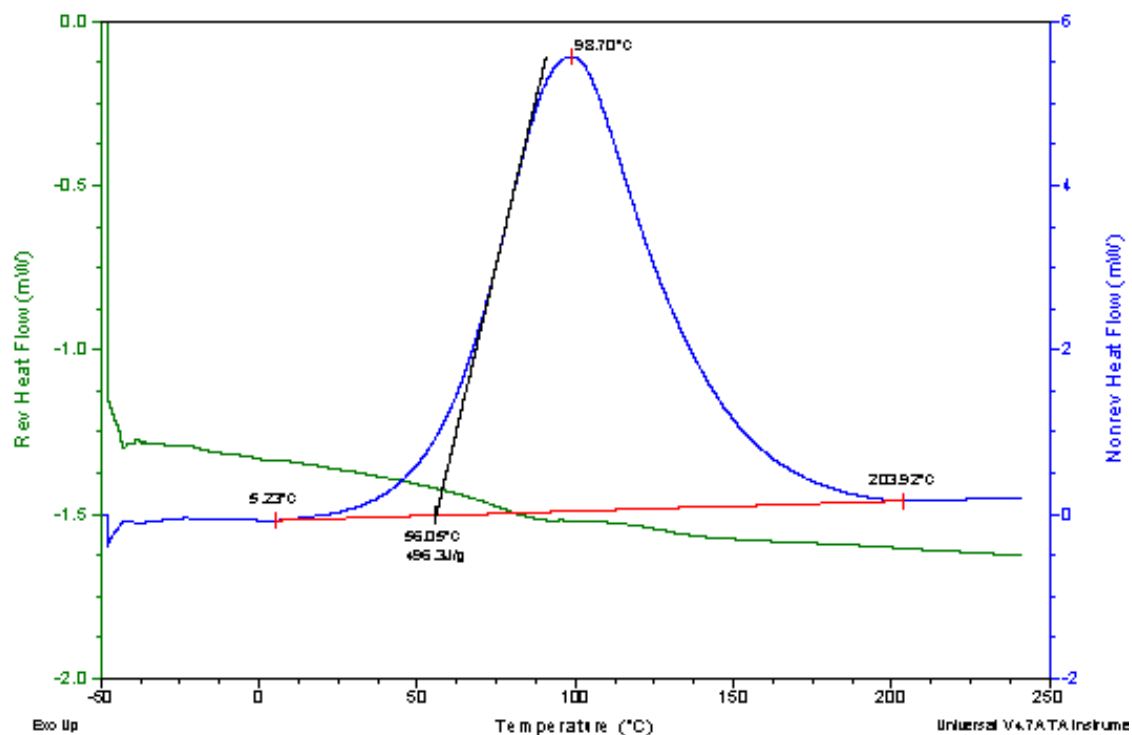


Figura 62 Termograma típico del curado de la resina de laminación (DSCM)

14.3 Resultados de DSC modulado para la resina de laminación neta curada

A continuación se prepararon muestras de resina neta curada (como se explicó en el apartado 11.2.5) con los distintos ciclos rápidos indicados en el apartado 14.1.

En la Figura 63 se incluye un termograma típico de la resina de laminación neta curada estudiada en este proyecto.

En la Tabla 13 se muestran los resultados obtenidos para los diferentes ensayos de DSCM para cada muestra curada de resina de laminación.

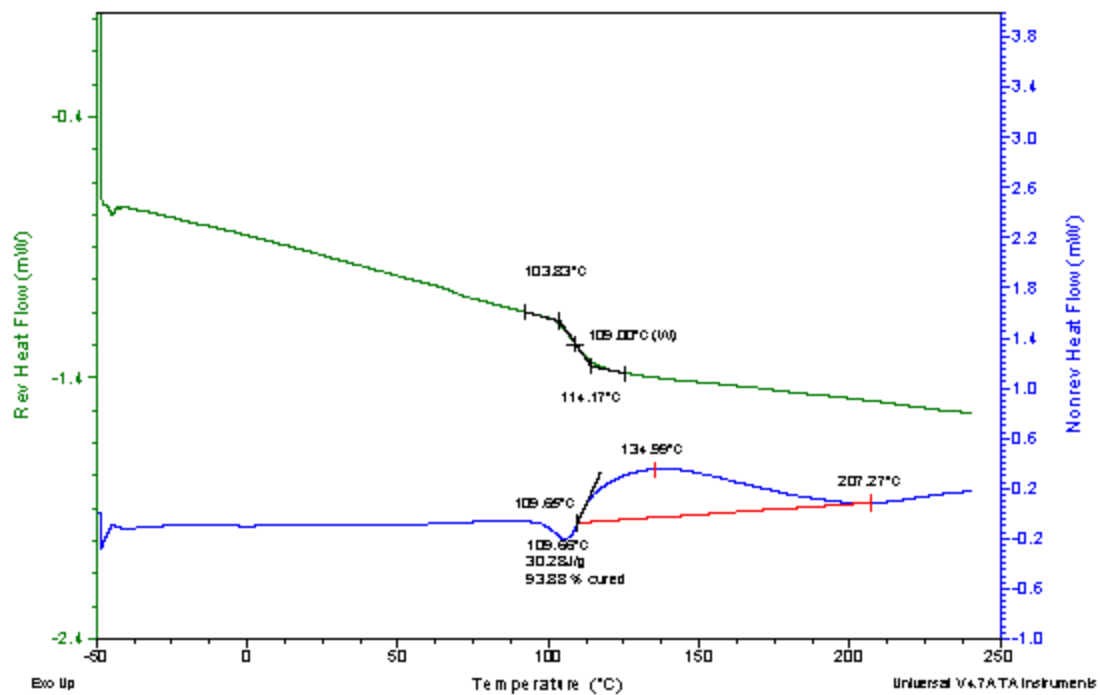


Figura 63 Termograma típico de la resina de laminación neta curada (DSCM)

Tabla 13 Resultados de los ensayos de DSCM de la resina neta para los ciclos indicados en el apartado 14.1

Tª de curado (°C)	Tiempo de curado (minutos)	Estado/Muestra	ID	Tg onset (°C)	Valor medio Tg onset (°C)	Tg (°C)	Valor medio Tg (°C)	Grado de curado (%)	Valor medio Grado de curado (%)
80	120	Curada/Muestra 1	1	103	102	108	108	93	94
			2	104		109		94	
			3	100		106		96	
90	60	Curada/Muestra 1	1	112	111	119	117	99	99
			2	110		117		99	
			3	110		116		98	
90	45	Curada/Muestra 1	1	110	107	117	115	97	96
			2	108		115		96	
			3	104		112		95	
90	30	Curada/Muestra 1	1	110	108	119	116	98	98
			2	111		119		98	
			3	113		121		99	
			4	105		113		98	
			5	106		113		97	
			6	103		112		97	
			7	107		117		98	
			8	108		116		98	
			9	107		115		98	
		Curada/Muestra 2	1	105	104	111	111	97	98
			2	105		111		98	
			3	103		110		98	
90	20	Curada/Muestra 1	1	109	109	117	118	97	98
			2	113		122		99	
			3	109		118		98	
			4	107		116		98	
			5	108		116		97	
			6	109		118		98	
		Curada/Muestra 2	1	107	106	114	112	98	98
			2	106		112		98	
			3	107		111		98	
100	30	Curada/Muestra 1	1	115	114	120	120	98	98
			2	115		121		98	
			3	115		121		99	
			4	112		118		98	
			5	113		119		98	
			6	112		118		99	
		Curada/Muestra 2	1	115	115	119	120	98	98
			2	116		121		98	
			3	115		120		98	
100	20	Curada/Muestra 1	1	115	110	119	116	99	98
			2	112		119		98	
			3	111		118		97	
			4	102		108		99	
			5	107		115		98	
			6	111		118		99	
		Curada/Muestra 2	1	112	112	118	119	97	98
			2	111		117		98	
			3	115		122		98	

14.4 Análisis comparativo de los ciclos de curado seleccionados

Si se observan los resultados de la Tabla 13 se puede comprobar que tanto los valores obtenidos de temperatura de transición vítrea (T_g) como los valores obtenidos de grado de curado son superiores en los nuevos ciclos de curado rápidos a los valores del ciclo de referencia. Además, los dos ciclos rápidos con los tiempos más largos (60 minutos a 90 °C y 45 minutos a 90 °C) no ofrecen una ventaja sustancial en cuanto a la temperatura de transición vítrea (T_g) y al grado de curado respecto a los ciclos con los tiempo más cortos (20 minutos y 30 minutos tanto a 90 °C como a 100 °C). Por ello, aquellos dos ciclos se descartaron en primer lugar.

Para la selección de los dos ciclos de curado óptimos entre los cuatro restantes se hizo un estudio comparativo que se muestra en la Figura 64 y la Figura 65.

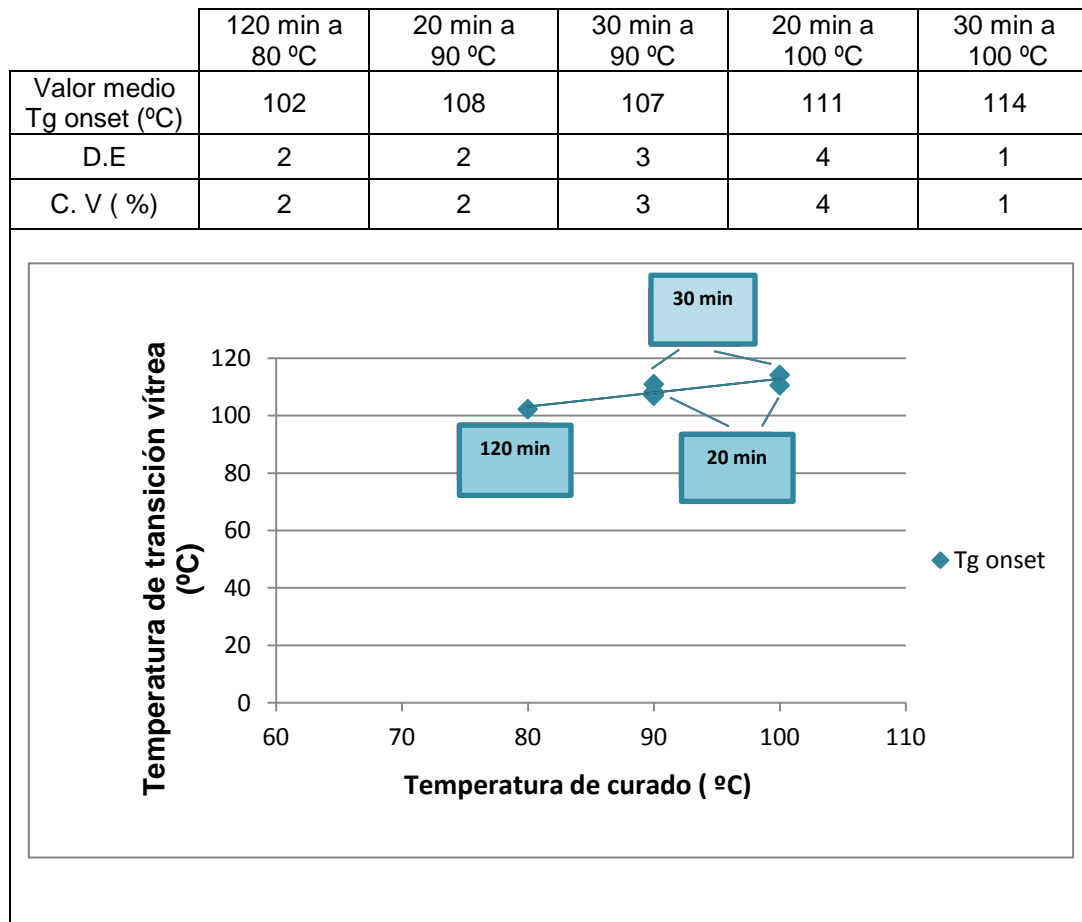


Figura 64 Comparación de la temperatura de transición vítrea de los cuatro ciclos rápidos seleccionados con el ciclo de referencia

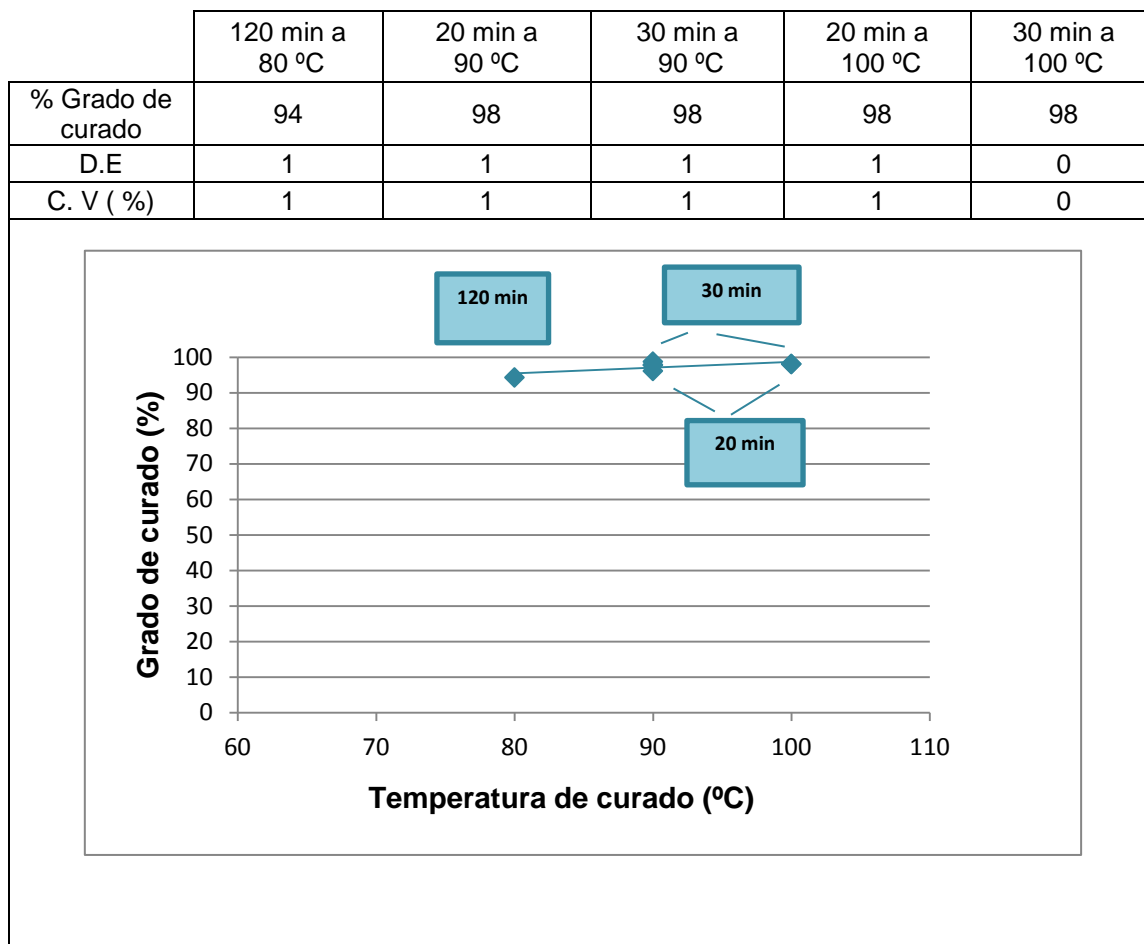


Figura 65 Comparación del grado de curado de los cuatro ciclos rápidos seleccionados con el ciclo de referencia

Como se puede observar en la Figura 64 y la Figura 65 a medida que aumenta la temperatura de curado aumenta la temperatura de transición vítrea y el grado de curado de la resina, a pesar de la disminución considerable del tiempo de curado.

En la Tabla 14 se muestra el tiempo total de reparación para cada ciclo, incluyendo la rampa de calentamiento, y el ahorro en tiempo de curado con respecto al ciclo de referencia que tarda 139 minutos en completarse. Con cualquiera de los cuatro ciclos se alcanza una reducción de aproximadamente 1 hora y media.

Tabla 14 Comparación de los tiempos de cada ciclo rápido con respecto al ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

	30 min a 90 °C	20 min a 90 °C	30 min a 100 °C	20 min a 100 °C
Tiempo de curado (min)	30	20	30	20
Tiempo de rampa a 3°C/min (min)	22	22	26	26
Tiempo total de la reparación (min)	52	42	56	46
Ahorro en tiempo con respecto al ciclo de referencia (min)	87	97	83	93

Como los resultados de DSCM para los cuatro ciclos de curado fueron muy similares, la selección definitiva de los dos ciclos rápidos para un estudio más extensivo se tomó eligiendo los dos más extremistas, es decir menor temperatura y menor tiempo (**ciclo 1: 20 minutos a 90 °C**) y mayor temperatura y mayor tiempo (**ciclo 2: 30 minutos a 100 °C**).

14.5 Resultados de los ensayos de DSC modulado para laminados de fibra de carbono y resina de laminación

Para la realización de los ensayos de DSCM de laminados se prepararon las muestras como se explicó en el apartado 11.2.5 a partir de los paneles fabricados según el apartado 12.4 (paneles curados en estufa). Se realizaron ensayos de DSCM tanto del ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C) así como de los dos ciclos rápidos seleccionados anteriormente.

En la Tabla 15 se muestran los resultados de Tg onset, Tg y grado de curado de cada ciclo y en la Figura 66 se muestra un termograma típico de DSCM para laminados.

Tabla 15 Resultados de los ensayos de DSC modulado para los distintos laminados curados con el ciclo de referencia y con los dos ciclos rápidos seleccionados

Tª de curado (°C)	Tiempo de curado (minutos)	Estado/Muestra	ID	Tg onset (°C)	Valor medio Tg onset (°C)	Tg (°C)	Valor medio Tg (°C)	Grado de curado (%)	Valor Medio Grado de curado (%)
80	120	Laminado 1 (estufa)	1	107	106	112	111	96	96
			2	105		109		96	
			3	106		111		96	
100	30	Laminado 1 (estufa)	1	113	113	120	121	98	98
			2	112		120		97	
			3	114		121		98	
			4	115		122		98	
90	20	Laminado 1 (estufa)	1	89	89	96	98	95	94
			2	87		96		93	
			3	88		97		93	
			4	88		98		94	
			5	94		102		95	
			6	88		97		95	

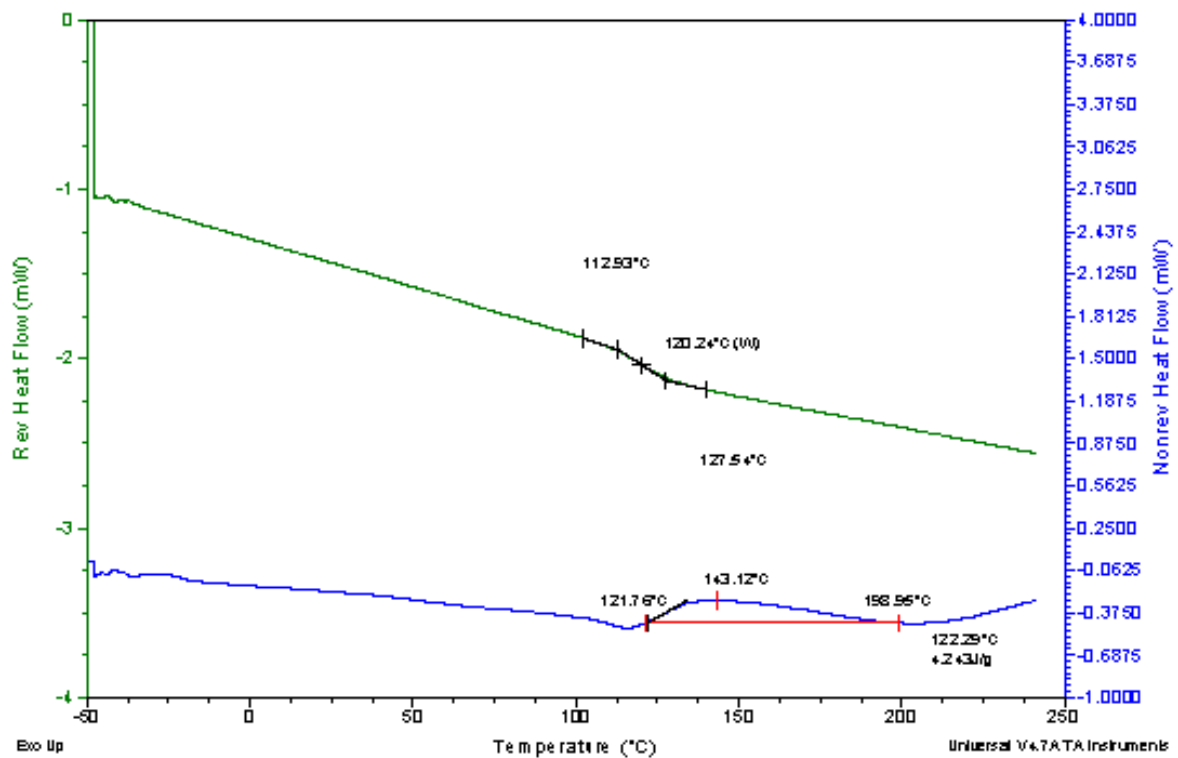


Figura 66 Termograma típico del laminado de fibra de carbono y resina de laminación.

Comparando los resultados de Tg onset de la resina neta (Tabla 13) y los resultados de Tg onset para laminados (Tabla 15) se observa que los valores obtenidos son muy similares en el ciclo de referencia y en el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C), sin embargo para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) la diferencia es considerable, casi 20 °C. En la Tabla 16 se muestra un resumen comparativo.

Tabla 16 Comparación de los valores medios de Tg onset para la resina neta y de Tg onset para los laminados (DSCM)

Ciclo de curado	Valor medio Tg onset de la resina neta (DSCM) (°C)	Valor medio Tg onset de los laminados (DSCM) (°C)
Ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	102	106
Ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	108	89
Ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	114	113

Además de comparar la temperatura de transición vítrea se comparó el grado de curado obtenido de la resina neta y de los laminados (Tabla 17).

Tabla 17 Comparación de los valores medios de grado de curado de la resina neta y de grado de curado de los laminados (DSCM)

Ciclo de curado	Valor medio Grado de curado de la resina neta (DSCM) (%)	Valor medio Grado de curado de los laminados (DSCM) (%)
Ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	94	96
Ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	98	94
Ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	98	98

Al igual que ocurría con los valores de Tg onset, el grado de curado es igual o incluso mejora en los laminados para el ciclo de referencia y el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C) con respecto al grado de curado de la resina neta; en cambio para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) el grado de curado es ligeramente inferior.

Como los resultados no fueron los esperados para el ciclo rápido, se realizaron ensayos en paneles adicionales con el fin de obtener más datos de Tg onset y grado de curado de dicho ciclo. En este caso, además de curar un panel adicional en estufa, se curaron dos con manta térmica. Los resultados de DSCM sobre muestras obtenidas de estos paneles se resumen en la Tabla 18, donde se han incluido de nuevo los valores obtenidos con el laminado 1 (estufa) de la Tabla 15.

Tabla 18 Resultados de los ensayos de DSCM de diferentes laminados para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)

Estado	Muestra ID	Tg onset (°C)	Valor medio Tg onset (°C)	Tg (°C)	Valor medio Tg (°C)	Grado de curado (%)	Valor medio Grado de curado (%)
Laminado 1 (estufa)	1	89	89	96	98	95	94
	2	87		96		93	
	3	88		97		93	
	4	88		98		94	
	5	94		102		95	
	6	88		97		95	
Laminado 2 (estufa)	1	99	99	106	106	95	95
	2	98		106		95	
Laminado 3 (manta)	1	89	90	96	97	94	94
	2	89		96		93	
	3	91		99		94	
Laminado 4 (manta)	1	103	103	111	111	97	97
	2	104		110		97	
	3	105		112		97	
	4	103		110		97	

En la Tabla 18 se observa una dispersión considerable en los resultados de Tg onset, Tg y grado de curado del ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C), aun así se decidió seguir ensayando para poder valorar este ciclo con más datos del mismo.

14.6 Resultados de los ensayos de DMA para laminados de fibra de carbono y resina de laminación

Para la realización de los ensayos de DMA de laminados se prepararon las muestras como se explicó en el apartado 11.3.4 a partir de los paneles fabricados según el apartado 12.4.

Se realizaron ensayos de DMA tanto del ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C) así como de los dos ciclos rápidos seleccionados.

Antes de realizar los ensayos de DMA se aplicaron los siguientes acondicionamientos a las probetas (apartado 11.6):

- estufa a 40 °C hasta equilibrio
- cámara climática a 70 °C/ 85 % HR hasta equilibrio
- inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas.

Se muestran en la Tabla 19 los valores de los contenidos de humedad perdidos o ganados durante los acondicionamientos y en la Figura 67 y Figura 68 gráficas representativas del acondicionamiento en agua a 70°C y del acondicionamiento en 70°C/85%RH hasta equilibrio.

Para los acondicionamientos en la cámara climática a 70°C/85%RH la dispersión es muy baja y las probetas de los tres ciclos llegaron a contenidos muy similares de humedad. Para las probetas sometidas a inmersión en agua, se observa una dispersión más alta entre los tres ciclos, que se podría atribuir a distintos niveles puntuales de porosidad en las probetas de control, porosidad que siendo mayor produciría un aumento de peso en las probetas debido a la entrada de agua por capilaridad, más que por el fenómeno exclusivo de difusión de humedad.

Tabla 19 Contenido de humedad ganado o perdido durante los acondicionamientos

DMA/ILSS	% contenido de humedad		
	seco 40 °C equilibrio	70°C/85%HR equilibrio	14 días en agua a 70 °C
Ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)	-0.3	1,3	2,2
Ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)	-0,1	1,2	2,4
Ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	-0,4	1,4	1,9

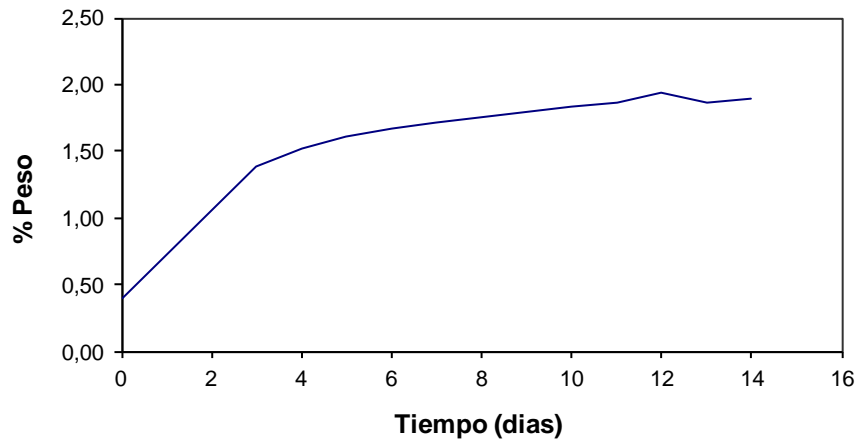


Figura 67 Gráfica representativa de un acondicionamiento en inmersión en agua a 70 °C durante 14 días (probetas del ciclo rápido 2)

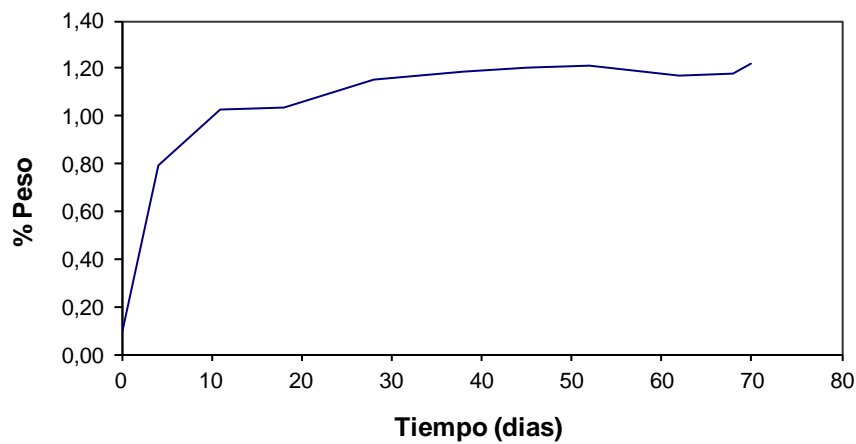


Figura 68 Gráfica representativa de un acondicionamiento en cámara climática a 80°C/85%HR (probetas del ciclo rápido 1)

En la Tabla 20, la Tabla 21 y la Tabla 22 se muestran los resultados de Tg onset, Tg loss y Tg peak de cada ciclo y para cada acondicionamiento. En la Figura 69 se muestra un registro típico de DMA para laminados.

Tabla 20 Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Tª de curado (°C)	Tiempo de curado (minutos)	Condiciones	ID	Tg onset (°C)	Valor Medio Tg onset (°C)	Tg loss (°C)	Valor Medio Tg loss (°C)	Tg peak (°C)	Valor Medio Tg peak (°C)
80	120	Seco 40 °C equilibrio	1	131	131	136	136	140	140
			2	132		137		142	
			3	129		135		140	
			4	131		137		141	
		336 ± 16 horas en agua a 70 °C	1	113	113	122	121	127	126
			2	113		121		126	
			3	113		121		126	
			4	113		121		125	
		70 °C / 85 % HR equilibrio	1	117	117	126	125	131	131
			2	116		124		129	
			3	115		124		129	
			4	118		127		133	

Tabla 21 Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)

Tª de curado (°C)	Tiempo de curado (minutos)	Condiciones	ID	Tg onset (°C)	Valor Medio Tg onset (°C)	Tg loss (°C)	Valor Medio Tg loss (°C)	Tg peak (°C)	Valor Medio Tg peak (°C)
90	20	Seco 40 °C equilibrio	1	121	121	129	129	134	134
			2	122		130		135	
			3	120		128		134	
			4	121		128		134	
		336 ± 16 horas en agua a 70 °C	1	110	110	120	121	126	126
			2	113		122		127	
			3	112		120		125	
			4	111		120		125	
		70 °C / 85 % HR equilibrio	1	116	117	124	125	130	131
			2	117		126		131	
			3	116		125		131	
			4	117		126		131	

Tabla 22 Resultados de los ensayos de DMA para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)

Tª de curado (°C)	Tiempo de curado (minutos)	Condiciones	ID	Tg onset (°C)	Valor Medio Tg onset (°C)	Tg loss (°C)	Valor Medio Tg loss (°C)	Tg peak (°C)	Valor Medio Tg peak (°C)
100	30	Seco 40 °C equilibrio	1	138	137	144	142	148	147
			2	136		142		147	
			3	136		141		146	
			4	137		143		147	
		336 ± 16 horas en agua a 70 °C	1	114	113	123	122	128	127
			2	112		121		126	
			3	113		122		127	
			4	114		123		128	
		70 °C / 85 % HR equilibrio	1	117	118	125	126	131	132
			2	117		126		132	
			3	117		126		131	
			4	119		127		133	

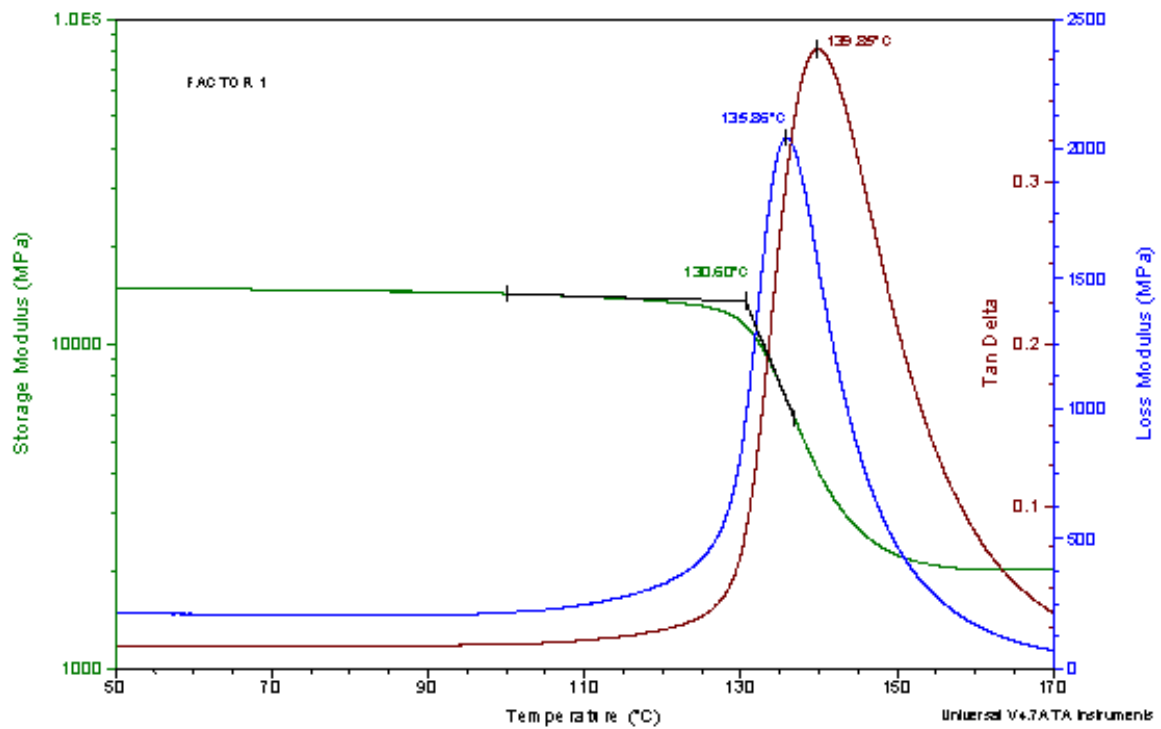


Figura 69 Registro típico de DMA para laminados de fibra de carbono y resina de laminación (ciclo 120 minutos a 80 °C, ensayo en condiciones seco a 40 °C)

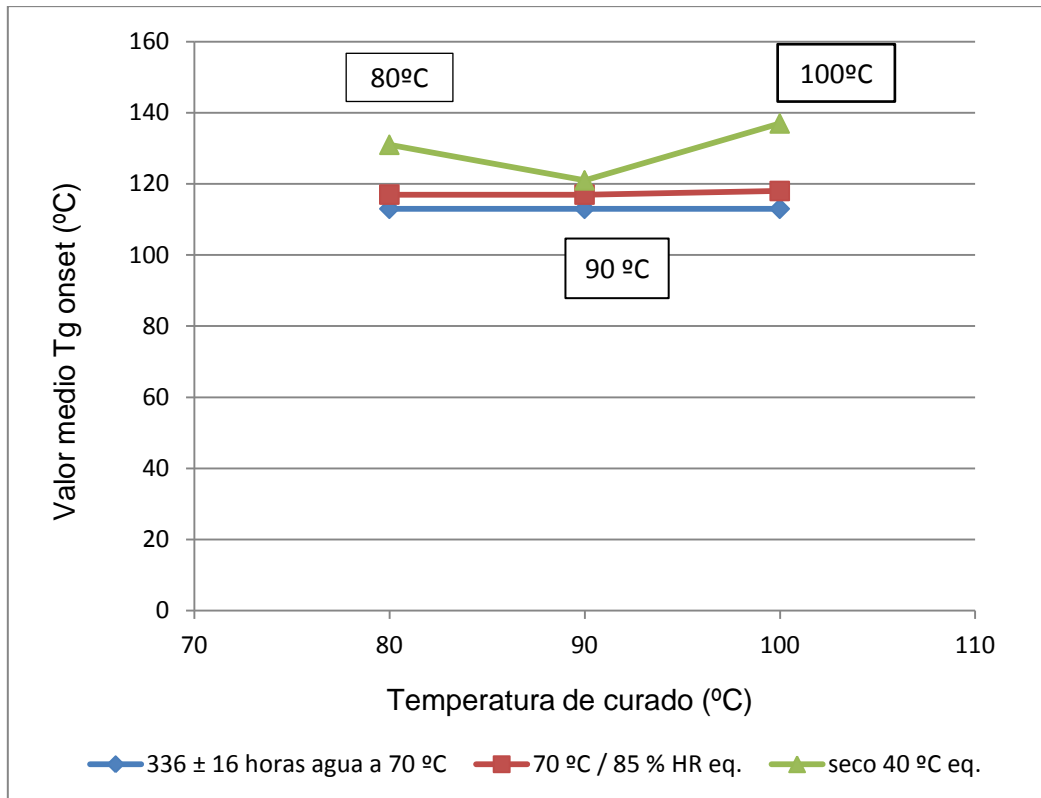


Figura 70 Temperatura de curado frente a valores medios de Tg onset

Para analizar mejor los resultados obtenidos, la Figura 70 muestra los valores medios de Tg onset para los tres ciclos de curado y los tres acondicionamientos.

Se comprueba que con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C) se obtienen iguales valores de la temperatura de transición vítrea o incluso mayores que con el ciclo de referencia para todos los acondicionamientos.

También se comprueba que para las muestra del ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) después del acondicionamiento a 70°C/85%HR o inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas se obtienen iguales valores de la temperatura de transición vítrea que para el ciclo de referencia. En cambio para las probetas secadas a 40 °C los valores son mucho más bajos que los valores obtenidos para el ciclo de referencia. Las probetas sometidas a 70 °C (tanto 70°C/85%HR como inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas) podrían haber sufrido un proceso de post-curado durante el acondicionamiento. Para comprobar si el post-curado podría haber tenido lugar se realizaron ensayos de DSCM de las probetas curadas a 90 °C durante 20 minutos y acondicionadas en cámara a 70°C/85%HR (una vez secadas de nuevo por introducción en una estufa a 40 °C). En la Tabla 23 se muestran los resultados.

Tabla 23 Resultados de los ensayos de DSCM para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) y acondicionado en 70°C/85%HR equilibrio + seco a 40 °C (1 semana).
Comprobación del posible post-curado

Acondicionamiento	ID	Tg onset (°C)	Valor medio Tg onset (°C)	Tg (°C)	Valor medio Tg (°C)	Grado de curado (%)	Valor Medio Grado de curado (%)
70°C/85%HR equilibrio+ seco a 40 °C (1 semana)	1	133	130	122	118	99	99
	2	127		115		100	

Estas probetas se habían obtenido del laminado 1, cuyo grado de curado era del 94% (Tabla 17). Según los resultados de la Tabla 23, se comprueba que efectivamente se ha producido un post-curado ya que el grado de curado aumenta al 99 %. Además los valores de la temperatura de transición vítrea (tanto Tg onset como Tg) han subido también considerablemente respecto a los valores de los laminados recién curados (ver Tabla 15).

Estos resultados confirman que durante los acondicionamientos a 70 °C, la resina con el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90°C) ha experimentado un fenómeno de post-curado.

14.7 Resultados de los ensayos de resistencia a cortadura interlaminar

Primeramente se prepararon las probetas según el apartado 11.4.4 a partir de los paneles fabricados según el apartado 12.4. Antes de realizar los ensayos de ILSS se aplicó el siguiente acondicionamiento a las probetas destinadas a los ensayos a alta temperatura:

- 70 °C / 85% HR equilibrio.

Se controló la condición de equilibrio con las probetas de DMA. Los resultados se presentan en la Tabla 19.

Una vez alcanzado el equilibrio se realizaron los ensayos de ILSS de las probetas mantenidas en el ambiente así como de las probetas acondicionadas a las siguientes temperaturas de ensayo:

- Ensayo a 23 °C de las probetas mantenidas en el ambiente.
- Ensayo a 80 °C de las probetas acondicionadas a 70 °C / 85% HR equilibrio.
- Ensayo a 100 °C de las probetas acondicionadas a 70 °C / 85% HR equilibrio.

La Tabla 24 detalla los resultados obtenidos para cada acondicionamiento y para cada temperatura de ensayo de las probetas curadas con el ciclo de referencia.

La Tabla 25 muestra los resultados del ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) y la Tabla 25 los resultados del ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C).

En la Figura 71 se muestra un gráfico típico de carga (N) frente a deformación (mm) en los ensayos de las probetas curadas con el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C) sin acondicionar.

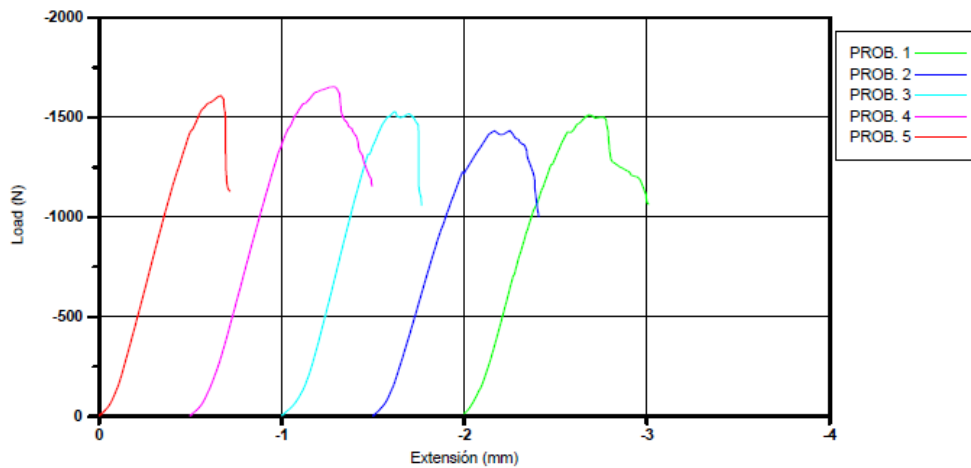


Figura 71 Gráfico típico de carga (N) frente a deformación (mm) en los ensayos de ILSS de cinco muestras curadas a 80 °C durante 120 minutos ensayadas sin acondicionamiento

Tabla 24 Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Acondicionamiento	T ^a de ensayo (°C)	ID	Carga rotura (N)	Resistencia espesor real (MPa)
Ambiente	23	1	1513	46
		2	1434	44
		3	1529	47
		4	1654	50
		5	1610	50
		Valor medio	1548	48
		D.E	86	3
70 °C/ 85% RH equilibrio	80	C.V (%)	6	6
		1	773	24
		2	693	22
		3	788	25
		4	754	24
		5	717	22
		6	748	24
		Valor medio	746	23
		D.E	35	1
		C.V (%)	5	5
70 °C/ 85% RH equilibrio	100	1	612	18
		2	610	18
		3	543	16
		4	592	18
		5	528	16
		6	577	18
		Valor medio	577	17
		D.E	35	1
		C.V (%)	6	6

Tabla 25 Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)

Condiciones	Tª de ensayo (°C)	ID	Carga rotura (N)	Resistencia espesor real (MPa)
Ambiente	23	1	1599	49
		2	1565	49
		3	1570	49
		4	1551	49
		5	1670	51
		6	1563	50
		Valor medio	1586	50
		D.E	44	1
		C.V (%)	3	2
70 °C/ 85% RH equilibrio	80	1	750	24
		2	741	22
		3	750	23
		4	752	24
		5	690	21
		6	682	21
		Valor medio	727	22
		D.E	33	2
		C.V (%)	5	7
70 °C/ 85% RH equilibrio	100	1	614	19
		2	534	16
		3	566	17
		4	559	17
		5	512	16
		6	549	17
		Valor medio	556	17
		D.E	34	1
		C.V (%)	6	6

Tabla 26 Resultados de los ensayos de ILSS de laminados para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C).

Acondicionamiento	Tª de ensayo (°C)	ID	Carga rotura (N)	Resistencia espesor real (MPa)
Ambiente	23	1	1575	50
		2	1574	50
		3	1725	53
		4	1698	54
		5	1518	48
		Valor medio	1618	51
		D.E	80	2
		C.V (%)	5	4
70 °C/ 85% RH equilibrio	80	1	879	28
		2	796	25
		3	800	25
		4	811	25
		5	807	26
		6	783	24
		Valor medio	813	25
		D.E	34	1
		C.V (%)	4	5
70 °C/ 85% RH equilibrio	100	1	489	15
		2	503	16
		3	518	16
		4	536	17
		5	514	16
		6	568	17
		Valor medio	521	16
		D.E	28	1
		C.V (%)	5	5

Todas las probetas presentaron: **fallo a cortadura y compresión**. En la Figura 72 se muestra una de las probetas ensayadas de ILSS donde se observa el fallo a cortadura y a compresión.



Figura 72 Ejemplo de una probeta ensayada donde se observa el fallo por cortadura interlaminar y compresión

Un resumen de los valores medios se muestra en la Tabla 27 y en la Figura 73 se incluye una gráfica donde se representa la temperatura de curado frente a los valores medios de resistencia obtenidos con los ensayos de ILSS.

Tabla 27 Valores medios de los ensayos de ILSS para los tres ciclos con sus respectivos acondicionamientos

Ciclo de curado	Acondicionamiento	Temperatura de ensayo (°C)	Resistencia espesor real (MPa)
Ciclo de referencia (120 min a 80°C)	Ambiente	23	48
	70°C/85%HR equilibrio	80	23
		100	17
Ciclo rápido 1 (20 min a 90 °C)	Ambiente	23	50
	70°C/85%HR equilibrio	80	22
		100	17
Ciclo rápido 2 (30 min a 100 °C)	Ambiente	23	51
	70°C/85%HR equilibrio	80	25
		100	16

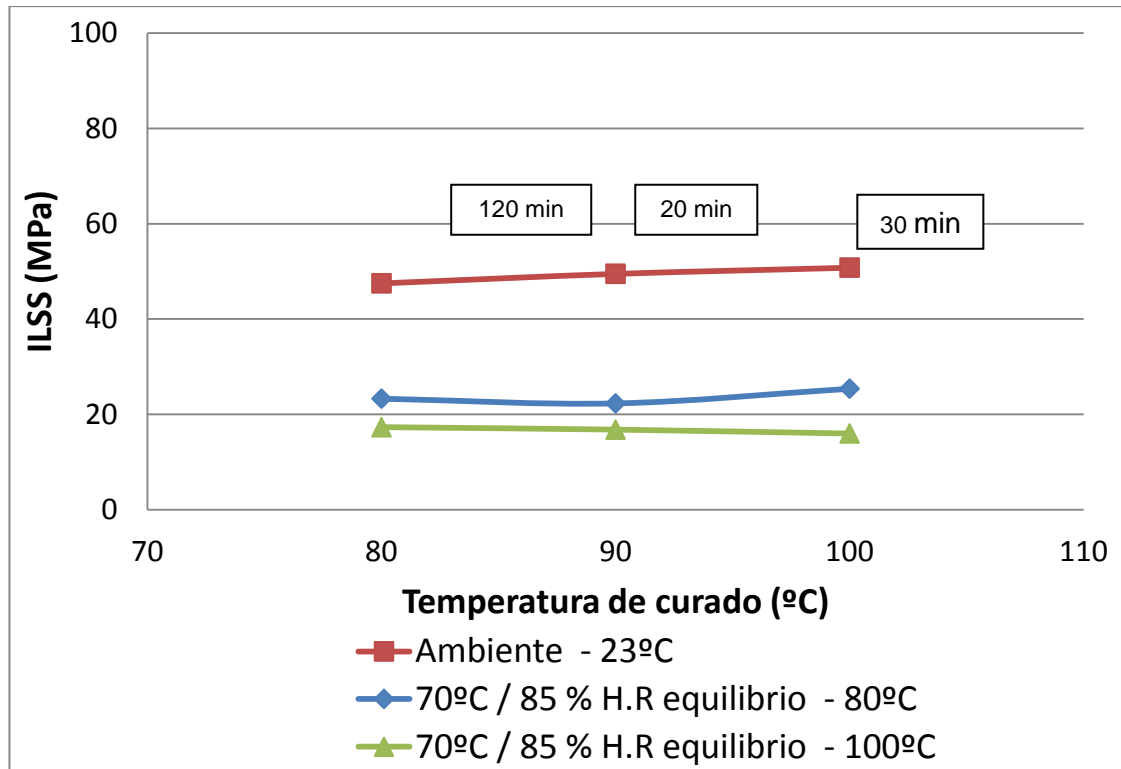


Figura 73 Temperatura de curado frente a valores medios de resistencia (ILSS)

Observando la tabla y la gráfica anteriores podemos concluir que:

1. Para el caso de probetas sin acondicionar y ensayadas a 23 °C se obtienen unos resultados de resistencia similares para los tres ciclos de curado.
2. Para el caso de las probetas acondicionadas a 70°C/85%HR equilibrio los resultados de resistencia también son muy similares para los tres ciclos a ambas temperaturas de ensayo.
3. Los resultados de resistencia son aproximadamente un 50 % más bajos en las probetas acondicionadas en comparación con las probetas mantenidas en el ambiente hasta el ensayo, ya que al haberlas sometido a un acondicionamiento en cámara acelerada a 70°C/85%HR ha sufrido un proceso de envejecimiento conlleva un empeoramiento de sus propiedades mecánicas. También son más bajos estos valores de resistencia porque las condiciones de ensayo son más críticas es decir las temperaturas de ensayo fueron de 80 °C y 100 °C frente a los 23 °C de las probetas ensayadas sin acondicionamiento.

En la Figura 73 se observa que los valores medios de resistencia obtenidos para los dos ciclos rápidos son prácticamente iguales a los valores de resistencia del ciclo de referencia, por lo tanto ambos ciclos rápidos son adecuados mecánicamente.

14.8 Resultados de los ensayos de determinación del contenido de constituyentes para los laminados de fibra de carbono y resina de laminación

Los ensayos se realizaron de acuerdo al apartado 11.1. Los resultados de los mismos se indican en la Tabla 28, la Tabla 29 y la Tabla 30, donde los volúmenes de fibra y de resina se calculan con las ecuaciones indicadas en el apartado 1.1.1 y con los siguientes valores: $\rho_{\text{resina}} = 1.13 \text{ g/cm}^3$ y $\rho_{\text{fibra}} = 1.76 \text{ g/cm}^3$

Tabla 28 Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Probeta	Nº-1	Nº-2	Nº-3	Valor medio	Desviación estándar
Volumen fibra (%)	47.4	45	43.9	45.5	1.8
Volumen resina (%)	48.4	48.6	50.3	49.1	1.0
Volumen huecos (%)	4.2	6.4	5.8	5.5	1.1
Resina (%peso)	39.6	40.9	42.4	41.0	1.4

Tabla 29 Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C)

Probeta	Nº-1	Nº-2	Nº-3	Valor medio	Desviación estándar
Volumen fibra (%)	46.9	47.7	46.4	47.0	0.7
Volumen resina (%)	48.9	48.1	50.2	49.1	1.0
Volumen huecos (%)	4.1	4.1	3.5	3.9	0.4
Resina (%peso)	40.1	39.3	41.0	40.1	0.8

Tabla 30 Resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)

Probeta	Nº-1	Nº-2	Nº-3	Valor medio	Desviación estándar
Volumen fibra (%)	45.4	45.6	45.7	46.6	0.2
Volumen resina (%)	49.5	51.5	51.7	50.9	1.2
Volumen huecos (%)	5.2	2.9	2.6	3.5	1.4
Resina (%peso)	41.2	42.0	42.0	41.7	0.5

Como se muestra en la Tabla 31 los laminados curados con los dos ciclos rápidos tienen un porcentaje en peso de resina en torno al 40-42%, el volumen de fibra alrededor de 46-47% y el volumen de huecos en torno a 4-5 %, mismos resultados que se han obtenido en el ciclo de referencia.

Tabla 31 Resumen de los resultados de los ensayos de determinación de constituyentes para los tres ciclos de curado

Ciclo de curado	120 minutos a 80 °C	20 minutos a 90 °C	30 minutos a 100 °C
Volumen de fibra (%)	45.5	47.0	46.6
Volumen de resina (%)	49.1	49.1	50.9
Volumen de huecos (%)	5.5	3.9	3.5
Resina (%peso)	41.0	40.1	41.7

14.9 Resultados de la determinación del espesor de los laminados de fibra de carbono y resina de laminación

Se muestran los resultados en la Tabla 32. Además de incluir los valores de los espesores reales por probeta, también se muestran los valores de espesor por capa curada, para ello se dividió el espesor total de las diferentes probetas analizadas por el número de telas de cada laminado. Todos los laminados están fabricados con 10 telas.

Tabla 32 Valores de los espesores reales por probeta y por capa curada para los tres ciclos de curado. (Ensayos de DMA e ILSS)

	Ciclo de referencia 120 min a 80 °C		Ciclo rápido 1 20 min a 90 °C		Ciclo rápido 2 30 min a 100 °C	
	espesor real probeta	espesor real por capa	espesor real probeta	espesor real por capa	espesor real probeta	espesor real por capa
DMA	2.37	0.237	2.27	0.227	2.48	0.248
	2.45	0.245	2.27	0.227	2.45	0.245
	2.47	0.247	2.24	0.224	2.47	0.247
	2.44	0.244	2.33	0.233	2.42	0.242
	2.40	0.240	2.34	0.234	2.43	0.243
	2.38	0.238	2.31	0.231	2.45	0.245
	2.41	0.241	2.29	0.229	2.38	0.238
	2.47	0.247	2.30	0.230	2.54	0.254
	2.38	0.238	2.36	0.236	2.51	0.251
	2.41	0.241	2.43	0.243	2.52	0.252
ILSS	2.47	0.247	2.48	0.248	2.40	0.240
	2.47	0.247	2.38	0.238	2.41	0.241
	2.47	0.247	2.41	0.241	2.45	0.245
	2.47	0.247	2.41	0.241	2.41	0.241
	2.46	0.246	2.46	0.246	2.40	0.240
	2.39	0.239	2.38	0.238	2.42	0.242
	2.40	0.240	2.38	0.238	2.42	0.242
	2.41	0.241	2.53	0.253	2.44	0.244
	2.41	0.241	2.43	0.243	2.41	0.241
	2.41	0.241	2.42	0.242	2.43	0.243
	2.53	0.253	2.43	0.243	2.40	0.240
	2.52	0.252	2.49	0.249	2.44	0.244
	2.52	0.252	2.49	0.249	2.44	0.244
	2.41	0.241	2.48	0.248	2.45	0.245
	2.54	0.254	2.55	0.255	2.46	0.246
	2.47	0.247	2.50	0.250	2.46	0.246
Valor medio	2.44	0.244	2.40	0.240	2.44	0.244
D.E	0.05	0.005	0.09	0.009	0.04	0.004
C.V(%)	2.01	2.015	3.60	3.598	1.58	1.584

Como se puede observar en la Tabla 32 el valor medio del espesor real por capa curada está entre 0.240 mm y 0.244 mm para todos los ciclos en los tres laminados (uno por ciclo).

14.10 Análisis de los resultados de contenido de los constituyentes y del espesor de los laminados

Se analizaron a continuación los resultados de contenido de los constituyentes de la Tabla 31 en relación con los espesores por capa curada que se indican en la Tabla 32.

A partir de las propiedades del material (ver Tabla 33).

Tabla 33 Propiedades de los constituyentes del material compuesto

Peso superficial del tejido (g/m^2):	193
Densidad de la fibra (g/cm^3)	1,76
Densidad de la resina (g/cm^3)	1,13

Y utilizando las ecuaciones 6 y 7 del apartado 11.1.5 se pueden obtener los valores indicados en la Tabla 34, donde también se han incluido los valores experimentales correspondientes.

Tabla 34 Estudio comparativo de los valores de volumen de fibra y espesor por capa curada obtenidos experimentalmente y teóricamente

		ciclo de referencia	ciclo rápido 1	ciclo rápido 2	
Resina (% en peso)	-	41,0	40,1	41,7	datos experimentales (ver Tabla 31)
Resina (% en peso)	34,0	-	-	-	nominal
Volumen de fibra (%)	-	45,5	47,0	46,6	datos experimentales (ver Tabla 31)
Volumen de fibra (%)	-	48,0	49,0	47,3	según las ecuaciones del apartado 11.1.5
Volumen de fibra (%)	55,0	-	-	-	nominal
Espesor por capa curada (mm)	-	0,244	0,240	0,244	datos experimentales (ver Tabla 32)
Espesor por capa curada (mm)	-	0,228	0,223	0,231	según las ecuaciones del apartado 11.1.5
Espesor por capa curada (mm)	0,197	-	-	-	nominal

Se observa que:

1. El contenido en resina de los laminados reales es mayor que el nominal y por tanto los volúmenes de fibra son menores que el nominal.
2. Con los contenidos en resina determinados experimentalmente y mediante las ecuaciones 6 y 7 del apartado 11.1.5 se predicen:
 - Volúmenes de fibra ligeramente superiores a los experimentales.
 - Espesores ligeramente inferiores a los experimentales.

Estas diferencias se pueden atribuir a la existencia de huecos (porosidad) que contribuyen a rebajar el volumen de fibra y a aumentar el espesor respecto a los teóricos.

Se obtienen los mismos resultados de volúmenes de fibra, resina y huecos para los tres ciclos ensayados. Los espesores de los laminados con los tres ciclos son también equivalentes

14.11 Conclusiones de los ensayos de DMA e ILSS

A la vista de los resultados obtenidos hasta ahora en los ensayos realizados con los dos ciclos rápidos se pueden obtener las siguientes conclusiones:

- Los resultados de DMA para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C) han sido muy satisfactorios, ya que tanto los valores de Tg onset, Tg loss como de Tg peak se han mantenido o incluso aumentado con respecto al ciclo de referencia. Un aumento del valor de la temperatura de transición vítrea implica que la resina de laminación necesita temperaturas más altas para pasar de su estado vítreo a su estado gomoso y por tanto que mantiene sus propiedades a mayores temperaturas.

Sin embargo, para el ciclo rápido 1 (20 minutos a 90 °C) los valores dependen del acondicionamiento sufrido:

- En estufa a 40 °C hasta equilibrio los valores de Tg han empeorado ligeramente con respecto al ciclo de referencia.
- En cámara climática a 70°C/85%HR hasta equilibrio y en inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas los valores de Tg son los mismos que los del ciclo de referencia.

Esto se explica debido al proceso de post-curado sufrido durante los dos acondicionamientos a 70 °C (explicado en el apartado 14.6).

- Los resultados de ILSS tanto del ciclo rápido 2 (30 minutos a 100°C) como del ciclo rápido 1 (20 minutos a 90°C) son similares a los resultados del ciclo

de referencia por tanto ambos ciclos rápidos son aptos en cuanto a propiedades mecánicas se refiere.

Considerando todos los resultados anteriores se podrían seleccionar cualquiera de los dos ciclos de curado rápido para su implantación en las reparaciones, porque los resultados obtenidos son muy similares y si se quisiera conseguir la máxima reducción del tiempo de curado, se debería elegir el ciclo de 20 minutos a 90 °C.

Sin embargo hay que considerar las tolerancias inevitables para los parámetros del ciclo de curado que en caso de reparaciones en servicio se fijan normalmente en:

Temperatura → $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$
Tiempo → -0/+15 minutos

Por tanto, la selección de ciclo a 90 °C obliga a asegurar unas propiedades del material de reparación igualmente robustas a 85 °C con un curado de 20 minutos. Algunos de los resultados de grado de curado y Tg por DSC indicaban un comportamiento no tan robusto en el ciclo de 20 minutos a 90°C (en comparación con el ciclo de 30 minutos a 100°C) que se vería acrecentado si la temperatura bajara al límite inferior de la tolerancia (85°C).

Por ello, se consideró más adecuada la selección del ciclo de 30 minutos a 100°C, porque sus resultados son muy satisfactorios y que aunque se cure 5 °C por debajo de su temperatura de curado (es decir a 95 °C) se aseguran unos resultados adecuados de DMA, ILSS y volumen de fibra/resina/huecos con los resultados obtenidos de los ensayos llevados a cabo a 90 °C en este proyecto, y por tanto su tolerancia está perfectamente garantizada .

Por esta razón el ciclo rápido óptimo seleccionado fue el de **100 ± 5 °C durante 30 - 0 / +15 minutos.**

A continuación se realizaron ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas para el ciclo de referencia y el ciclo rápido seleccionado con el objetivo de completar el estudio.

14.12 Resultados de ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas

Para la realización de estos ensayos se prepararon las probetas como se ha explicado en el apartado 11.5.4 a partir de los paneles fabricados según el apartado 12.5, es decir, primeramente se fabricó el material sustrato tal como se describe en el apartado 12.5. Previamente a la preparación de los paneles encolados con el material de reparación, se sometieron los sustratos a los siguientes tratamientos (según apartado 11.6):

- Secado en estufa durante 72 h a 50 °C + 72 h a 70 °C + 90 °C equilibrio.
Con este secado se quería determinar la resistencia de la unión en condiciones óptimas de ausencia de humedad en el sustrato para poder comprobar la influencia de los dos ciclos de curado. En este caso el sustrato se secó exhaustivamente.
- Secado en estufa durante 72 h a 50 °C + 72 h a 70 °C + 90 °C equilibrio + acondicionamiento en cámara a 80°C/85%HR equilibrio.

Para determinar la resistencia de las uniones realizadas sobre sustratos saturados de humedad.

Se muestran en la Tabla 35 y en la Tabla 36 los valores de contenido de humedad perdido o ganado durante los acondicionamientos de los paneles sustrato anteriormente descrito.

- Secado en estufa durante 72 h a 50 °C + 72 h a 70 °C + 90 °C equilibrio.

Tabla 35 Contenido de humedad perdido por los laminados sustrato con el secado 72 h a 50 °C + 72 h a 70 °C + 90 °C equilibrio

	72h a 50°C + 72h a 70°C + 90°C equilibrio		
	Probeta de control 1	Probeta de control 2	Probeta de control 3
Laminado sustrato	-0,3	-0,3	-0,3

Las tres probetas de control presentaron el mismo comportamiento, con un valor medio en el contenido de humedad perdido del 0.3 %.

- Acondicionamiento en cámara a 80°C/85%HR equilibrio.

Tabla 36 Contenido de humedad ganado por los laminado sustrato con el acondicionamiento 80 °C/85%HR equilibrio

	80°C/85%HR	
	Probeta de control 1	Probeta de control 2
Laminado sustrato	1,4	1,4

Las dos probetas de control presentaron el mismo comportamiento con un valor medio en el contenido de humedad ganado del 1.4 %.

Finalmente, una vez los acondicionamientos terminados, se procedió a encolar la reparación como se describió en apartado 1.1.1 y se prepararon las probetas para la realización del ensayo. Dichas probetas se ensayaron:

- Según se recibieron (ambiente) a temperatura ambiente (23 °C).
- Se acondicionaron en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas y se ensayaron a 80 °C.
- Se acondicionaron en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas y se ensayaron a 100 °C.

Los acondicionamientos se realizaron según el apartado 11.6 y los valores se muestra en la Tabla 37. Se muestra en la Figura 74 una grafica típica de una probeta de control curada con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C) y acondicionada a 80 °C/85%HR hasta equilibrio.

- Acondicionamiento por inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 horas.

Tabla 37 Contenido de humedad ganado por las probetas co-encoladas en el acondicionamiento de 336 ± 16 horas en agua a 70 °C

	Probetas para resistencia de uniones escalonadas (sustrato seco + 80 °C/85%HR)		Probetas para resistencia de uniones escalonadas (sustrato seco)
	Probeta de control 1	Probeta de control 2	Probeta de control 1
Ciclo de referencia	1,3	1,3	1,3
Ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)	1,3	1,3	1,4

Las seis probetas de control presentaron el mismo comportamiento, con un valor medio en el contenido de humedad ganado del 1.3 %.

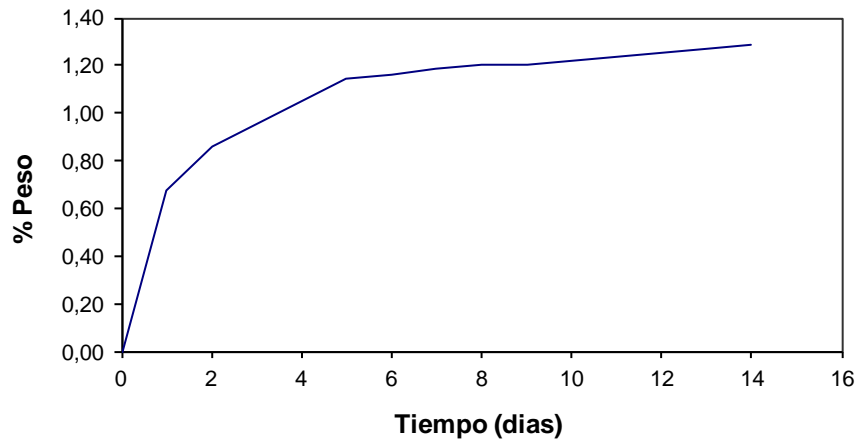


Figura 74 Gráfica representativa de un acondicionamiento en 80°C/85%HR hasta equilibrio con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100°C)

En la Tabla 38 y en la Tabla 40 se muestran los resultados de los ensayos mecánicos del ciclo de referencia (120 minutos a 100 °C).

En la Tabla 39 y en la Tabla 40 se muestran los resultados de los ensayos mecánicos del ciclo rápido seleccionado (30 minutos a 100 °C).

Además en la Figura 75 y en la Figura 76 se muestran dos grupos de probetas ensayadas para apreciar el modo de fallo.

En todos los casos este fue por desencolado en la zona de unión seguido por rotura a tracción de la semi-probeta de reparación.

➤ Resultados con el sustrato seco.

Tabla 38 Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Acondicionamiento	Temperatura de ensayo	ID	Carga máxima (N)	Resistencia nominal (MPa) ¹	Modo de fallo (ver Figura 75 y Figura 76)
Ambiente	23 °C	1	18865	389	Desencolado y rotura por tracción
		2	15877	327	
		3	17411	357	
		4	16855	349	
		5	16372	336	
		6	15741	327	
		Valor medio	16854	347	
		D.E	1164	24	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	80 °C	1	11490	235	Desencolado y rotura por tracción
		2	8934	182	
		3	10160	208	
		4	10129	208	
		Valor medio	10178	208	
		D.E	1044	21	
		C.V (%)	10	10	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	100 °C	1	7946	163	Desencolado y rotura por tracción
		2	8478	174	
		3	7954	163	
		4	8277	169	
		Valor medio	8164	167	
		D.E	260	6	
		C.V (%)	3	3	

1) Resistencia normalizada al espesor nominal del sustrato: 0.237 mm (por capa curada)

Tabla 39 Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco para el ciclo de rápido 2 (30 minutos a 100 °C)

Acondicionamiento	Temperatura de ensayo	ID	Carga máxima (N)	Resistencia nominal (MPa) ¹	Modo de fallo (ver Figura 75 y Figura 76)
Ambiente	23 °C	1	15514	323	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	15178	314	
		3	16631	344	
		4	15605	322	
		5	16269	335	
		6	15317	314	
		Valor Medio	15752	326	
		D.E	572	12	
		C.V(%)	4	4	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	80 °C	1	11110	230	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	11356	233	
		3	10362	210	
		4	11459	234	
		5	11661	237	
		Valor Medio	11190	229	
		D.E	503	11	
		C.V(%)	5	5	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	100 °C	1	9284	189	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	9221	187	
		3	9646	198	
		4	9066	186	
		5	8764	178	
		Valor Medio	9196	188	
		D.E	322	7	
		C.V(%)	4	4	

1) Resistencia normalizada al espesor nominal del sustrato: 0.237 mm (por capa curada)

- Resultados sobre sustrato seco y posteriormente acondicionado a 80°C/85%HR previo al encolado.

Tabla 40 Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR para el ciclo de referencia (120 minutos a 80 °C)

Acondicionamiento	Temperatura de ensayo	ID	Carga máxima (N)	Resistencia nominal (MPa) ¹	Modo de fallo (ver Figura 75 y Figura 76)
Ambiente	23 °C	1	16135	336	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	16703	346	
		3	16225	333	
		4	16845	346	
		5	17118	352	
		6	15070	315	
		7	17951	369	
		Valor Medio	16578	343	
		D.E	900	17	
		C.V(%)	5	5	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	80 °C	1	12449	258	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	12493	258	
		3	11263	233	
		4	12193	252	
		5	11800	244	
		6	11551	239	
		Valor Medio	11958	247	
		D.E	501	10	
		C.V(%)	4	4	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	100 °C	1	8173	168	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	8281	170	
		3	7678	158	
		4	7495	153	
		5	7826	160	
		6	7705	158	
		Valor Medio	7860	161	
		D.E.	306	6	
		C.V(%)	4	4	

1) Resistencia normalizada al espesor nominal del sustrato: 0.237 mm (por capa curada)

Tabla 41 Resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones escalonadas con el sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR para el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)

Acondicionamiento	Temperatura de ensayo	ID	Carga máxima (N)	Resistencia nominal (MPa)	Modo de fallo (ver Figura 75 y Figura 76)
Ambiente	23 °C	1	15332	317	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	16321	338	
		3	16547	341	
		4	15698	328	
		5	16035	332	
		6	16381	338	
		Valor medio	16052	332	
		D.E	463	9	
		C.V(%)	3	3	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	80 °C	1	9797	201	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	8912.3	184	
		3	9956	205	
		4	10866	223	
		5	10812	223	
		6	9296	192	
		Valor medio	9940	205	
		D.E.	788	16	
		C.V(%)	8	8	
336 ± 16 horas inmersión en agua a 70 °C	100 °C	1	8806	182	Desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación
		2	7767	160	
		3	7843	162	
		4	8071	166	
		5	8169	170	
		6	8668	179	
		Valor medio	8221	170	
		D.E	428	9	
		C.V(%)	5	5	

1) Resistencia normalizada al espesor nominal del sustrato: 0.237 mm (por capa curada)



Figura 75 Ejemplo de rotura por desencolado y por tracción en la semi-probeta de reparación de las probetas ensayadas a 23 °C (ciclo de referencia: 120 minutos a 80 °C) (sustrato seco)



Figura 76 Ejemplo de rotura por descolado y por tracción en la semi-probeta de reparación de las probetas acondicionadas por inmersión en agua a 70 °C durante 336 ± 16 h y ensayadas a 100 °C (ciclo rápido 2: 30 minutos a 100 °C) (sustrato seco y acondicionado a 80°C/85%HR equilibrio)

En la Tabla 42 y la Tabla 43 se resumen los resultados anteriores y en la Figura 77 se muestra un gráfico donde se representa la temperatura de curado frente a la resistencia (MPa) de la unión encolada para los dos ciclos y las tres condiciones de ensayo.

Tabla 42 Resumen de los resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones encoladas para el sustrato seco

Sustrato seco			
	Resistencia (MPa)		
Acondicionamiento de las probetas encoladas	Ambiente	336 ± 16 horas en agua a 70 °C	
Temperatura de ensayo	23°C	80°C	100 °C
Ciclo de referencia (120 min a 80 °C)	347	208	167
Ciclo rápido 2 (30 min a 100 °C)	326	229	188

Tabla 43 Resumen de los resultados de los ensayos de resistencia a tracción de uniones encoladas para el sustrato seco y acondicionado a 80 °C / 85 % HR

Sustrato seco + acondicionado a 80 °C / 85 % HR			
	Resistencia (MPa)		
Acondicionamiento de las probetas encoladas	Ambiente	336 ± 16 horas en agua a 70 °C	
Temperatura de ensayo	23°C	80°C	100 °C
Ciclo de referencia (120 min a 80 °C)	343	247	161
Ciclo rápido 2 (30 min a 100 °C)	332	205	170

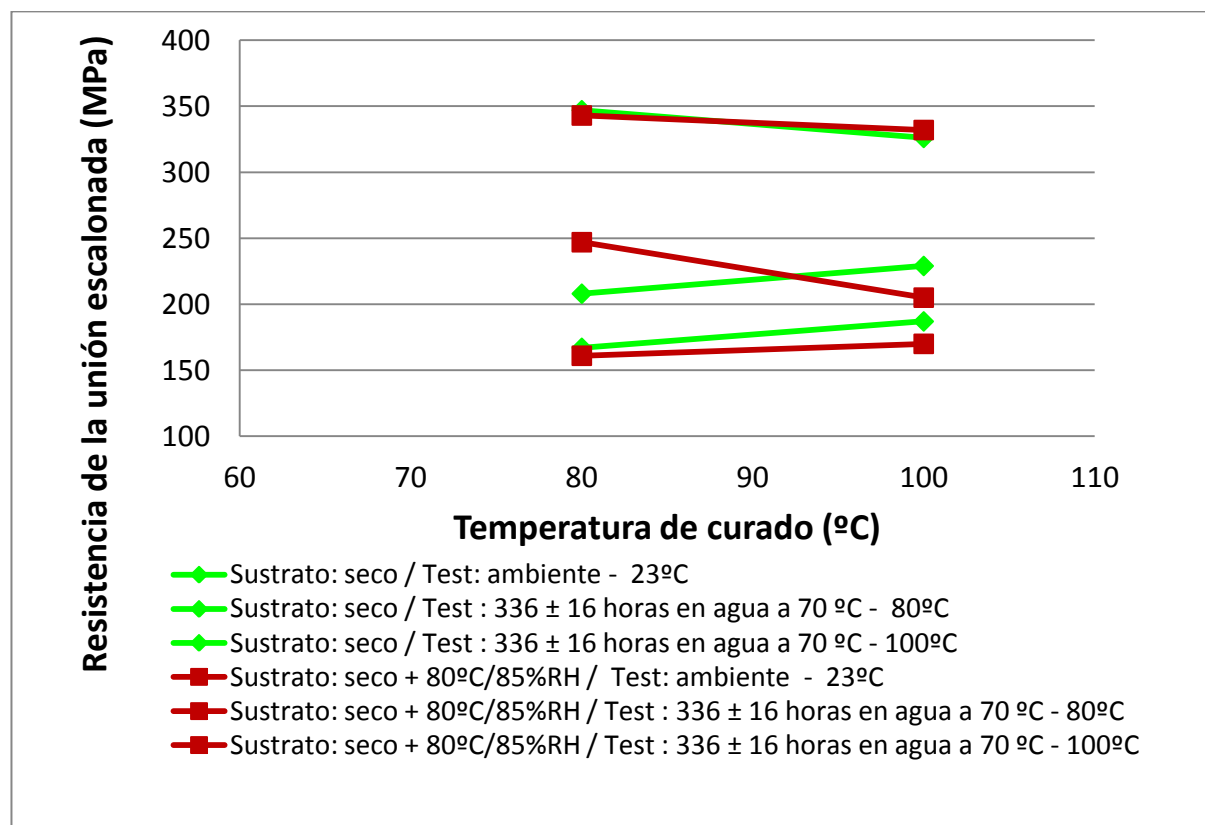


Figura 77 Resistencia de la unión encolada frente a temperatura de curado

Del análisis de los resultados obtenidos se pueden extraer las siguientes conclusiones:

1. Los resultados de resistencia son más bajos en las probetas acondicionadas (336 ± 16 horas en inmersión en agua a $70\text{ }^{\circ}\text{C}$) que en las probetas ensayadas según recibidas ya que al haber absorbido humedad han empeorado sus propiedades mecánicas.
2. También son más bajos los resultados de las probetas ensayadas a $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ que los de las probetas ensayadas a $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ puesto que las condiciones de ensayo son más críticas.
3. Los resultados obtenidos del ciclo rápido son muy similares a los resultados del ciclo de referencia, por tanto se puede concluir que el ciclo rápido se comporta tan bien como el de referencia a la hora de realizar una unión encolada.
4. El modo de fallo es desencolado y rotura por tracción en la semi-probeta de reparación.
5. Es importante resaltar que los resultados obtenidos con las probetas encoladas sobre sustrato seco y con las probetas encoladas sobre sustrato saturado de humedad son prácticamente iguales, y para ambos ciclos.

Estos resultados indican que la resina estudiada en este proyecto presenta una gran tolerancia a la presencia de humedad durante el curado.

Este hecho permitiría la eliminación de la etapa de secado del componente a reparar previa a la instalación de la unión encolada.

15. RESULTADOS OBTENIDOS CON EL MATERIAL DE PROTECCIÓN FRENTE AL IMPACTO DE RAYO.

15.1 Resultados de las pruebas realizadas con los materiales de protección frente al impacto de rayo de distinto gramaje y obtención de los parámetros de reparación óptimos

Las pruebas de reparación de la protección frente al impacto de rayo se realizaron de acuerdo al apartado 12.6. Como se mencionó en dicho punto el objetivo de este ensayo era determinar la reparación óptima para la protección frente al impacto de rayo con mallas o *foils* de materiales metálicos secos de distinto gramaje y con la resina de laminación de modo que se consiga:

- Impregnación y encolado homogéneos.
- Acabado superficial de acuerdo a los requerimientos aerodinámicos.

Los parámetros a estudiar en los diferentes ensayos realizados fueron:

- Configuración de la bolsa.
- Ciclo de curado.
- Cantidad de resina.

Se ensayaron tanto reparaciones de la malla metálica como reparaciones conjuntas de malla metálica y de la estructura de fibra de carbono que la sustenta. Como se indicó en el apartado 12.6 se han ensayado en este proyecto dos tipos de protección contra el rayo, de distinto gramaje: PRO1 (alto gramaje) y PRO2 (bajo gramaje).

Las pruebas con el material de protección frente al impacto de rayo PRO1 se detallan en la Tabla 44.

Tabla 44 Resultados de las diferentes pruebas de reparaciones para la protección frente al impacto de rayo con el material metálico PRO1 (alto gramaje)

Número de prueba	Material de reparación	Cantidad de resina para el material PRO1	Cantidad de resina para el tejido seco de fibra de carbono	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 0	PRO1	1:1,3 (usado el 80%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 1	PRO1	1:0,5 (usado el 100%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 2	PRO1	1:0,75 (usado el 100%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 3	PRO1	1:0,75 (usado el 100%)	-	B2	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 4	PRO1	1:0,75 (usado el 100%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 5	PRO1	1:1 (usado el 80%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 6	PRO1	1:1,3 (usado el 80%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 7	PRO1	1:1 (usado el 80%)	-	B1	24 h a T.A + 2h a 80 °C
Prueba 8	PRO1	1:1 (usado el 80%)	-	B1	Ciclo de referencia 2h a 80 °C
Prueba 9 ¹	PRO1 + tejido seco	1:1 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80 °C
Prueba 10 ¹	PRO1 + tejido seco	1:1 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80 °C
Prueba 11 ¹	PRO1 + tejido seco	1:1 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80 °C
Prueba 12	PRO1 + tejido seco	1:1,3 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B3	Ciclo de referencia 2h a 80 °C

Nota 1: pruebas realizadas en las mismas condiciones para asegurar la reproducibilidad.

Las primeras pruebas (de la prueba 0 a la prueba 6) se realizaron con la bolsa B2 (ver Figura 48) y se fue variando la cantidad de resina hasta conseguir una impregnación homogénea de PRO1. Se observó que por mucho que se variase la cantidad de resina quedaban muchas zonas con excesos de la misma pero también muchas otras zonas con defecto de resina y puesto que no se consiguió una impregnación homogénea se descartó la configuración de bolsa de vacío B2 para realizar la reparación.

Por tanto se decidió probar la configuración de bolsa B1 (ver Figura 47). La principal diferencia entre las bolsas B1 y B2 es que en la bolsa B2 la reparación está en

contacto con una película separadora **no** perforada que impide la subida de la resina de tal forma que se forman lagunas de la misma provocando que ni se impregne bien ni encole bien. En cambio la bolsa B1 tiene en contacto con la reparación una película separadora perforada que permite el flujo de la resina a través de la misma hasta el sangrador de tal forma que todos los excesos de esta se eliminan y se consigue un encolado e impregnación homogéneos.

Con la cantidad de resina de pruebas anteriores y con la bolsa (B1) la impregnación y el encolado eran más homogéneos tanto para el ciclo de referencia como para el ciclo de 24 horas a temperatura ambiente + ciclo de referencia (prueba 7 y 8 respectivamente). Como la prueba 7 no tenía una clara mejora con respecto a la prueba 8 se decidió elegir esta última prueba ya que reducía la reparación en 24 horas.

Finalmente se probó a realizar una reparación con tejido de carbono y el material metálico de protección frente al impacto de rayo (PRO1) para estimar que cantidad de resina era necesaria para impregnar el tejido.

Con la primera prueba realizada (prueba 9) ya se obtuvo un resultado adecuado. Se realizaron dos pruebas más (prueba 10 y prueba 11) para asegurar la reproducibilidad. En los dos casos se comprobó la buena calidad de la restauración de la malla metálica de protección frente al impacto de rayo.

También se probó la configuración de la bolsa B1 colocando un tejido pelable de poliéster en contacto con la reparación (B3) para intentar mejorar el acabado superficial (prueba 12). Sin embargo se descartó esta configuración de bolsa B3 puesto que no había mejora en la reparación.

En la Tabla 45 se resumen los parámetros que proporcionan una reparación más óptima para el PRO1.

Tabla 45 Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO1 (alto gramaje)

Número de prueba	Cantidad de resina para el material PRO1 (alto gramaje)	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 8	1:1 (usado el 80%)	B1	2h a 80°C

En la Figura 78 se muestran los resultados obtenidos para la reparación de PRO1 (alto gramaje) con los parámetros de la Tabla 45.



Figura 78 Reparación óptima de PRO1 (alto gramaje)

- Para una reparación de PRO1 (alto gramaje) + tejido de fibra de carbono se resumen los parámetros en la Tabla 46

Tabla 46 Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO1 (alto gramaje) + tejido de fibra de carbono

Número de prueba	Cantidad de resina para el material PRO 1 (alto gramaje)	Cantidad de resina para las telas	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 9-10-11	1:1 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usando el 80%)	B1	2h a 80°C

En la Figura 79 se muestran los resultados obtenidos para la reparación de PRO1 (alto gramaje) y el tejido de fibra de carbono con los parámetros de la Tabla 46.

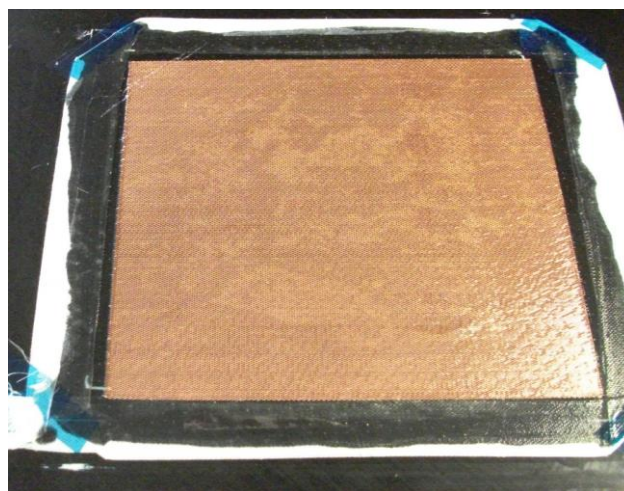


Figura 79 Reparación óptima de PRO1 (alto gramaje) y telas de fibra de carbono

Las pruebas del material metálico de protección frente al rayo PRO2 (bajo gramaje) se detallan en la Tabla 47.

Tabla 47 Resultados de las diferentes pruebas de reparaciones para la protección frente al impacto de rayo con el material metálico PRO2 (bajo gramaje)

Número de prueba	Material de reparación	Cantidad de resina para el material PRO2 (bajo gramaje)	Cantidad de resina para el tejido seco de fibra de carbono	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 13	PRO2	1:1,3 (usado el 80%)	-	B2	24 h a T.A + 2h a 80°C
Prueba 14					
Prueba 15	PRO2	1:1,3 (usado el 80%)	-	B2	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 16					
Prueba 17	PRO2	1:1,5 (usado el 80%)	-	B1	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 18	PRO2 + tejido seco	1:1,5 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 19	PRO2 + tejido seco	1:1,5 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 20	PRO2 + tejido seco	1:1,3 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1 modificada (2 sangradores en total)	Ciclo de referencia 2h a 80°C
Prueba 21	PRO2 + tejido seco	1:0,5 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1 modificada (2 sangradores en total)	Ciclo de referencia 2h a 80°C

Al igual que para las pruebas de PRO1, para PRO2 se comenzó con la configuración de bolsa B2. Tras varias pruebas se observó que con esta configuración de bolsa no se obtenía una impregnación homogénea al igual que ocurría con PRO1 y se decidió cambiar a la configuración de bolsa B1.

Los resultados con la configuración de bolsa B1 fueron la obtención de un encolado e impregnación homogéneos. Al simular la reparación con tejido de fibra de carbono y PRO2 se obtuvo buena impregnación y encolado pero excesos de resina que formaban arrugas en la reparación por lo que se decidió colocar dos sangradores en la bolsa de vacío con el fin de que absorbieran todos los excesos de resina y tras esa modificación se obtuvo una reparación totalmente óptima.

En la Tabla 48 y en la Tabla 49 se resumen los parámetros necesarios para realizar una reparación óptima.

Tabla 48 Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)

Número de prueba	Cantidad de resina para el material PRO2	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 17	1:1,5 (usado el 80%)	B1	Ciclo de referencia 2h a 80°C

En la Figura 80 se muestran los resultados obtenidos para la reparación de PRO2 (bajo gramaje) con los parámetros de la Tabla 48.

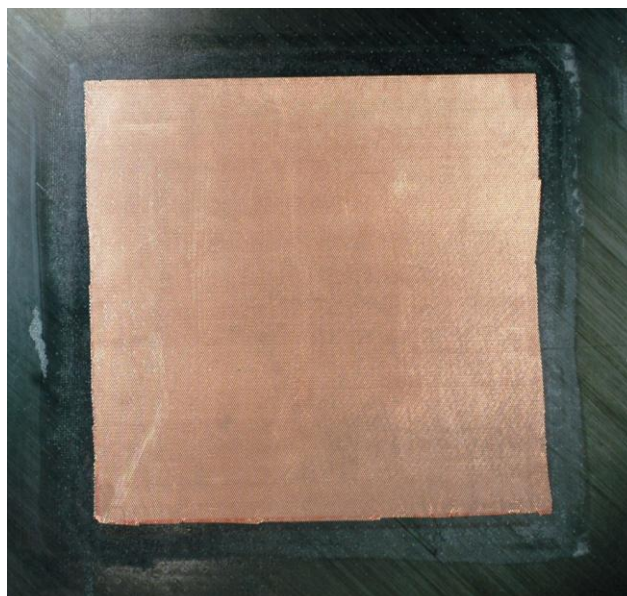


Figura 80 Reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)

Tabla 49 Parámetros seleccionados para una reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje)+ tejido de fibra de carbono

Número de prueba	Cantidad de resina para el material PRO2	Cantidad de resina para las telas	Tipo de bolsa	Ciclo de curado
Prueba 21	1:0.5 (usado el 80%)	Estándar 1:1,3 (usado el 80%)	B1 modificada (2 sangradores en total)	Ciclo de referencia 2h a 80°C

En la Figura 81 se muestran los resultados obtenidos para la reparación de PRO2 (bajo gramaje) con tejido de carbono con los parámetros de la Tabla 49.

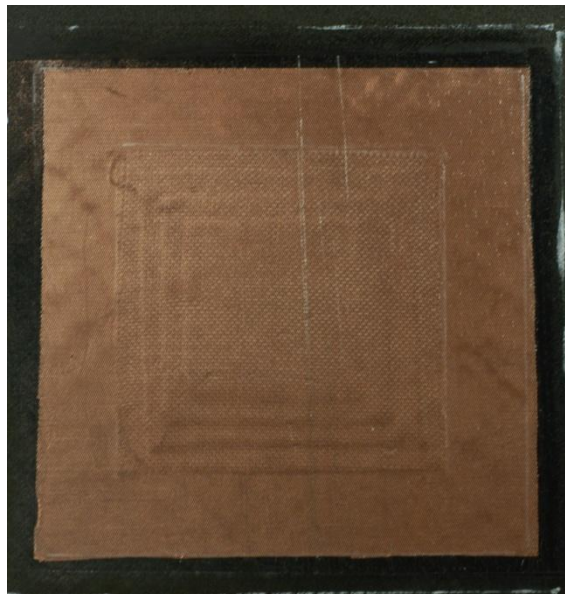


Figura 81 Reparación óptima de PRO2 (bajo gramaje) y telas de fibra de carbono

Los resultados presentados hasta este momento permiten la utilización de la resina de laminación estudiada en este proyecto para la reparación de la protección contra el impacto de rayo y la estructura subyacente con el ciclo de 120 minutos a 80 °C, el ciclo denominado de referencia.

Una vez optimizado el proceso de impregnación y la configuración de la bolsa de vacío con el ciclo de referencia, se inició una fase adicional de pruebas con el ciclo rápido seleccionado en el apartado 14, es decir 30 minutos a 100 °C.

15.2 Resultados de las pruebas de fabricabilidad con el ciclo rápido 2 (30 minutos a 100 °C)

De acuerdo al apartado 12.6.6 se realizaron cuatro paneles para comprobar que se podía instalar el material metálico de protección frente al rayo con el ciclo rápido de 30 minutos a 100 °C tanto en paneles de fibra de carbono como en paneles de fibra de vidrio. Además en estos ensayos se eligió fabricar laminados de los materiales con alto número de telas (es decir, espesor) para comprobar la posible existencia de reacción exotérmica en la resina.

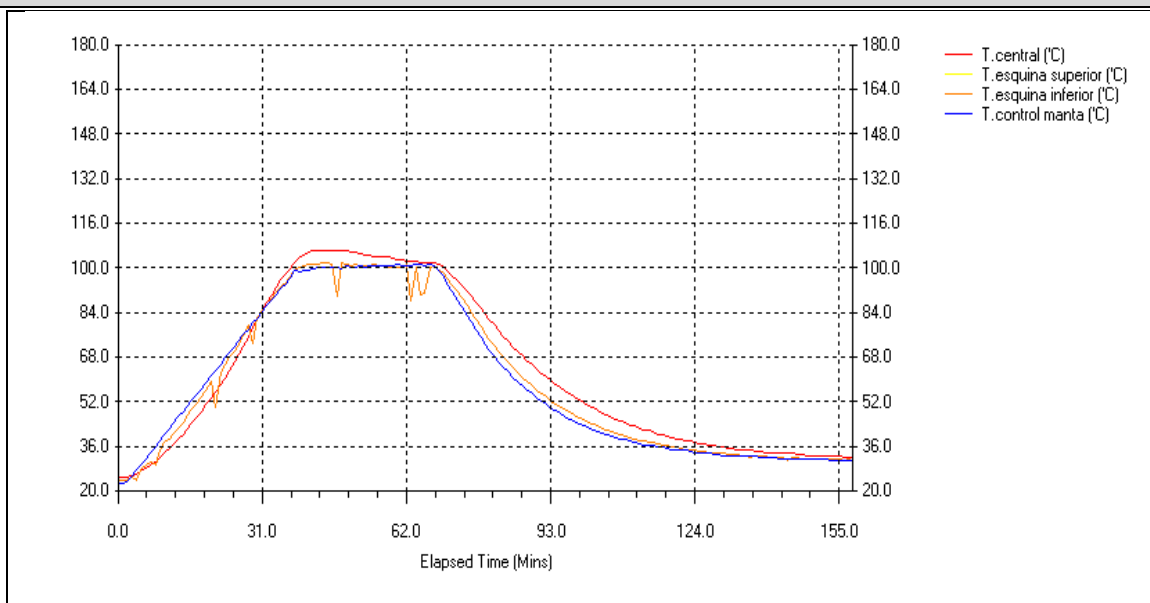
Los resultados se presentan a continuación:

- Paneles de 20 telas de fibra de carbono y de 16 telas de fibra de vidrio con PRO1 (alto gramaaje)

Los parámetros utilizados para esta prueba de fabricabilidad de acuerdo al apartado 15.1 los que se indican en la Tabla 46.

Se han incluido en la Figura 82 los registros de los termopares en contacto con el material durante el ciclo de curado para los laminados (fibra de carbono y fibra de vidrio) con el material de reparación frente al impacto de rayo PRO1 (alto gramaaje).

Fibra de carbono + PRO1 (alto gramaje) - 20 telas



Fibra de vidrio + PRO1 (alto gramaje) - 16 telas

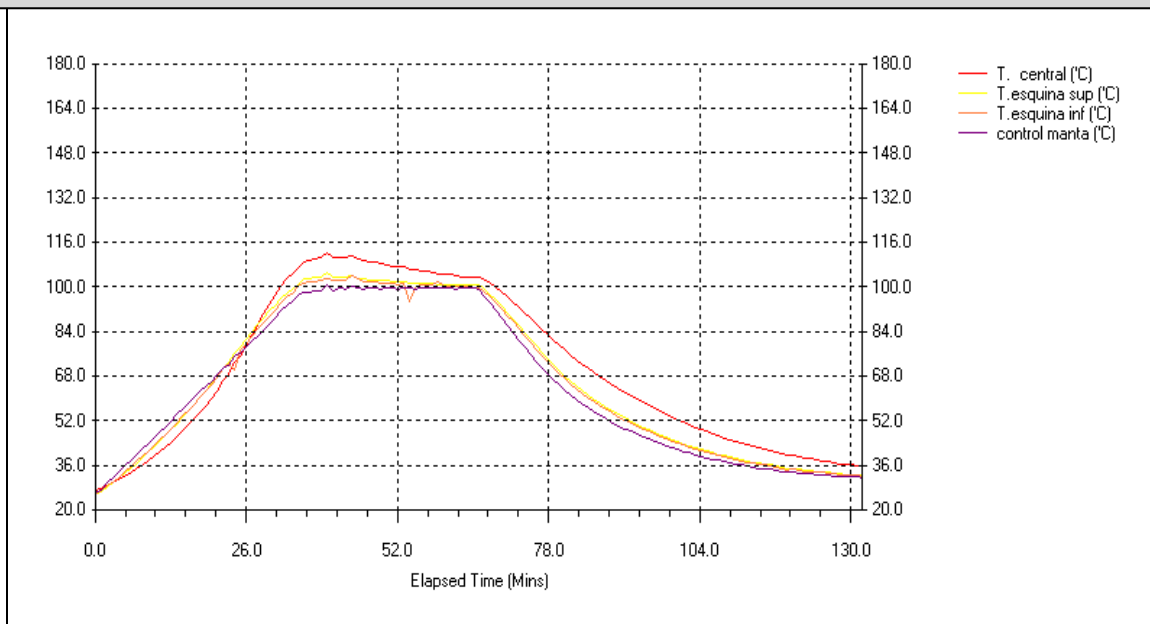


Figura 82 Registros de los termopares para los laminados de fibra de carbono y de fibra de vidrio con PRO1 (alto gramaje)

En la Figura 83 se muestran los resultados de la fabricación de ambos paneles.

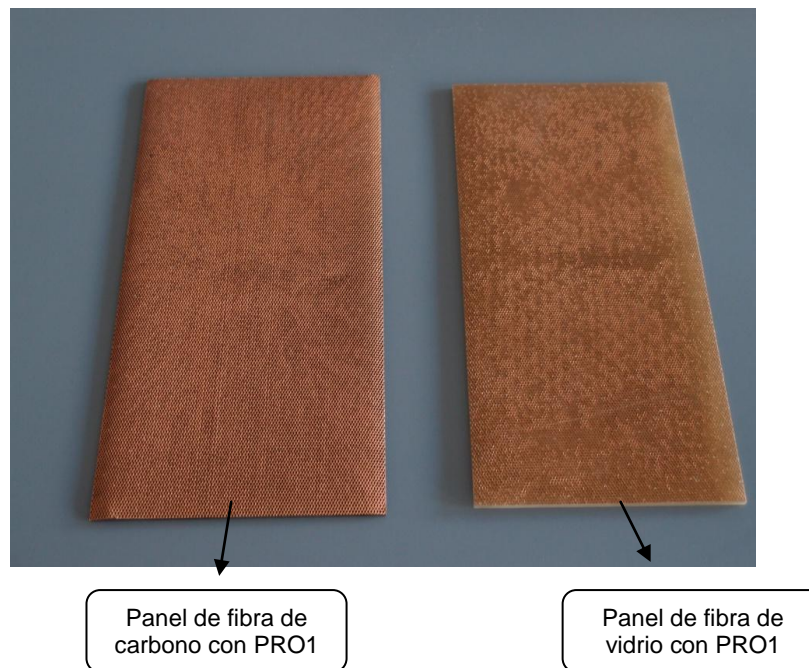


Figura 83 Paneles de fibra de carbono y de fibra de vidrio con el material de protección frente al impacto de rayo PRO1 (alto gramaje)

Se pudo comprobar mediante inspección visual que ambas reparaciones de PRO1 cumplían los objetivos impuestos para este tipo de reparaciones:

- Impregnación y encolado homogéneos.
- Acabado superficial de acuerdo a los requerimientos aerodinámicos.

Para completar el estudio se realizó una inspección visual con la lupa, se muestran en la Figura 84 y en la Figura 85 fotografías de la calidad de los laminados.

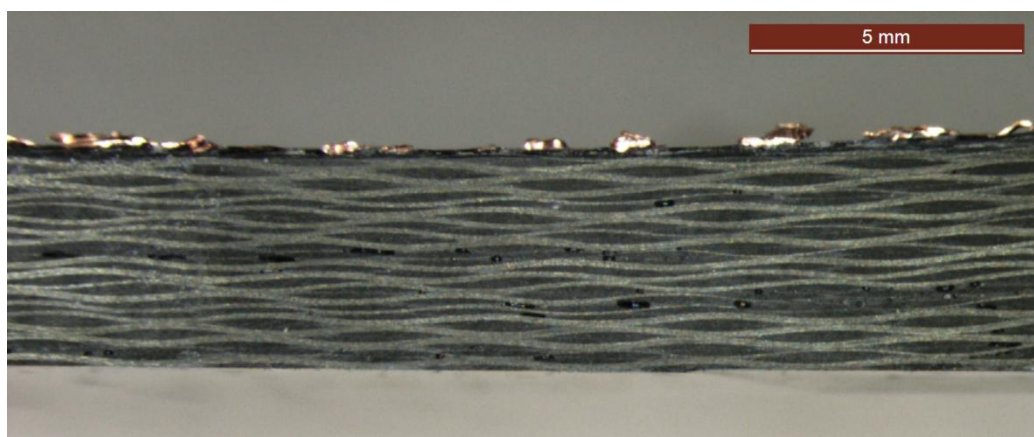


Figura 84 Fotografía con lupa del laminado de fibra de carbono con el material de protección contra el rayo de alto gramaje

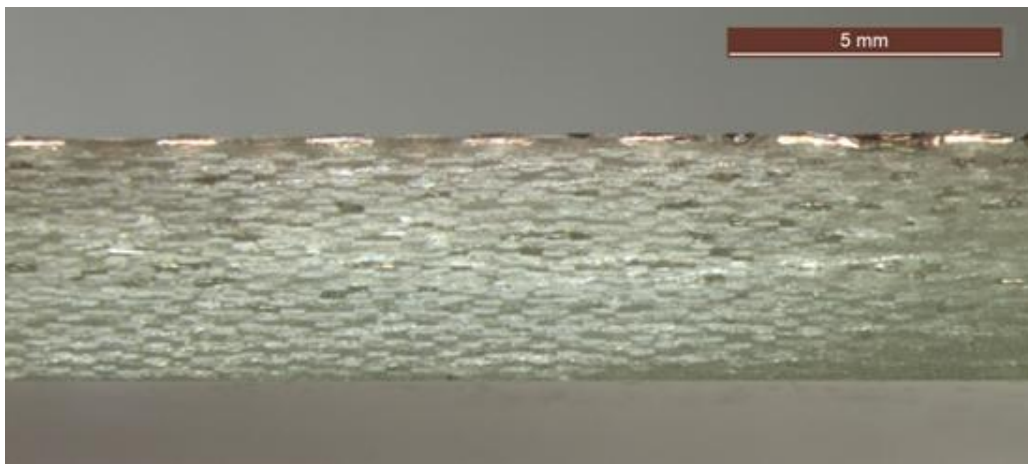


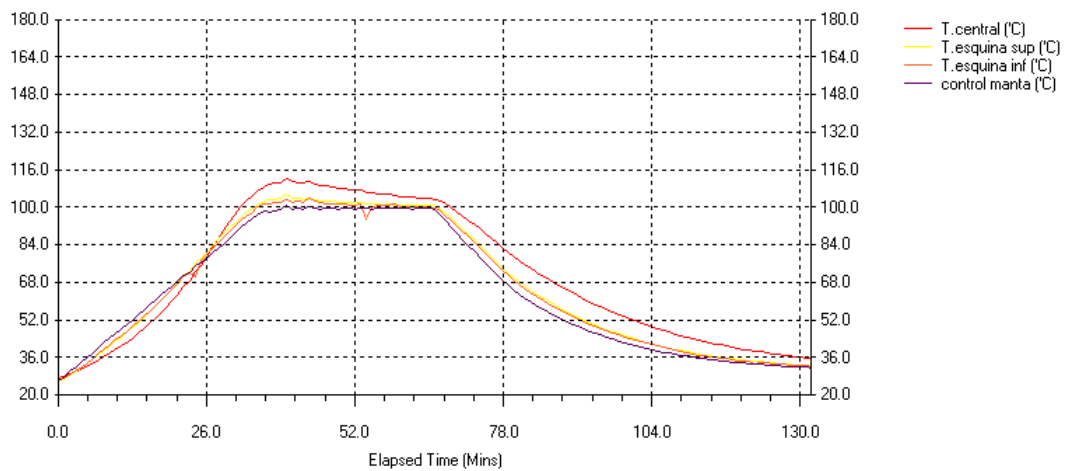
Figura 85 Fotografía con lupa del laminado de fibra de vidrio con el material de protección contra el rayo de alto gramaje.

- Paneles de 20 telas de fibra de carbono y de 16 telas de fibra de vidrio con PRO2 (bajo gramaje)

Los parámetros utilizados para esta prueba de fabricabilidad de acuerdo al apartado 15.1 fueron los que se indican en la Tabla 49.

Se han incluido en la Figura 86 los registros de los termopares en contacto con el material durante el ciclo de curado para los laminados (fibra de carbono y fibra de vidrio) con el material de reparación frente al impacto de rayo PRO2 (bajo gramaje).

Fibra de carbono + PRO2 (bajo gramaje) - 20 telas



Fibra de vidrio + PRO2 (bajo gramaje) - 16 telas

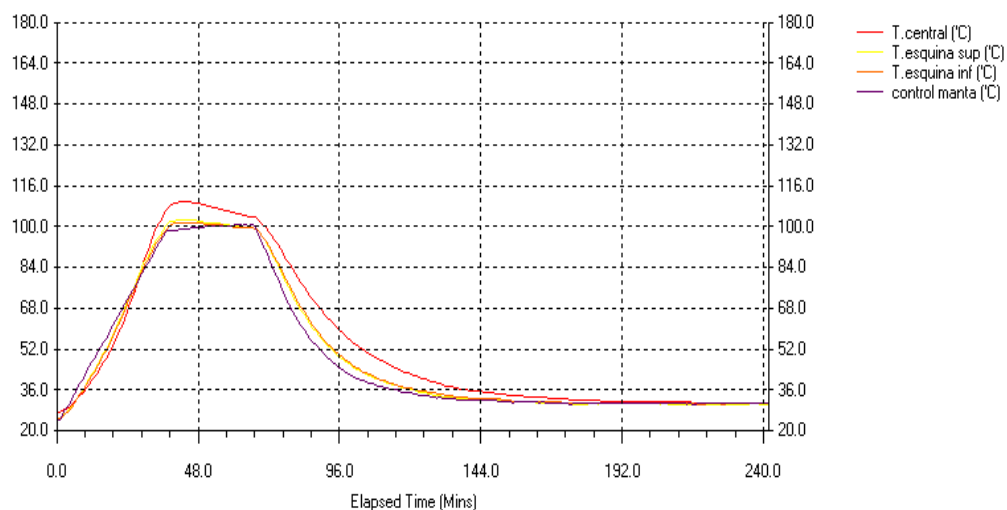


Figura 86 Registros de los termopares para los laminados de fibra de carbono y de fibra de vidrio con PRO2 (bajo gramaje)

En la Figura 87 se muestran los resultados de la fabricación de ambos paneles.

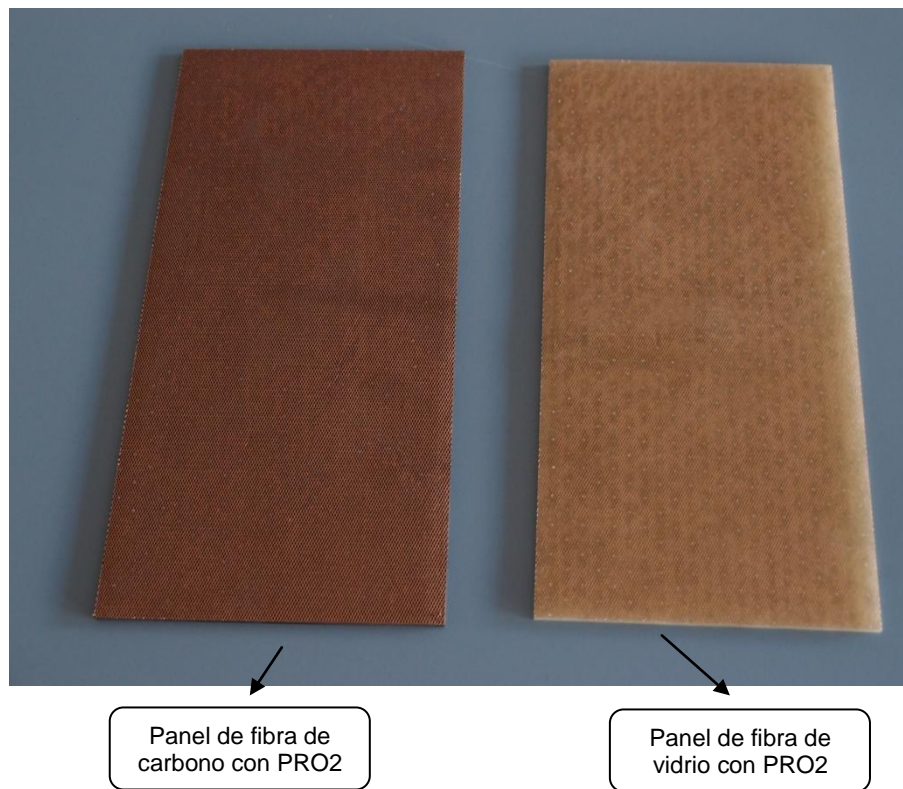


Figura 87 Paneles de fibra de carbono y de fibra de vidrio con el material de protección frente al impacto de rayo PRO2 (gramaje bajo)

Se pudo comprobar mediante inspección visual que ambas reparaciones de PRO2 (bajo gramaje) cumplían los objetivos impuestos para este tipo de reparaciones:

- Impregnación y encolado homogéneos.
- Acabado superficial de acuerdo a los requerimientos aerodinámicos.

Para completar la inspección se realizó una inspección visual con la lupa, se muestran en la Figura 88 y en la Figura 89 fotografías de la calidad de los laminados.

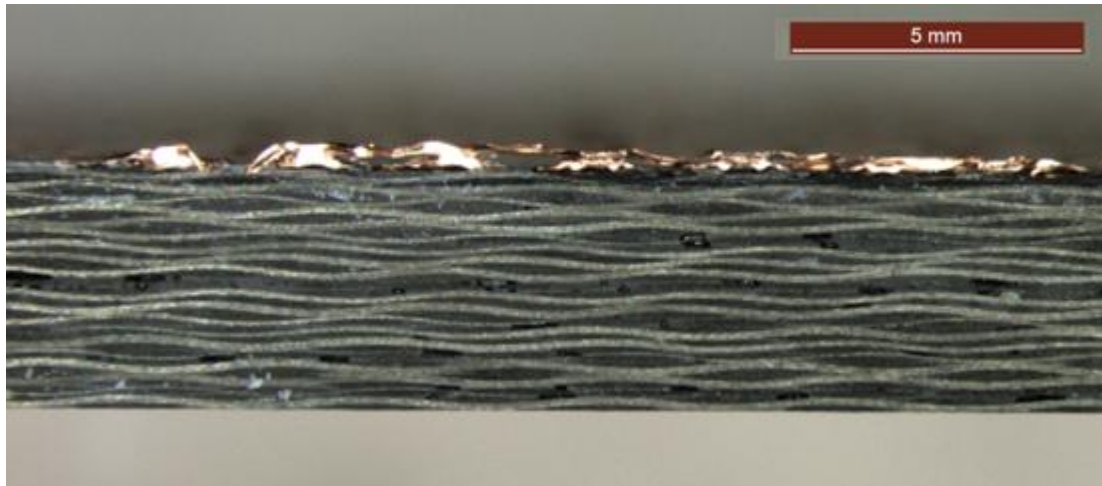


Figura 88 Fotografía con lupa del laminado de fibra de carbono con el material de protección contra el rayo de gramaje bajo

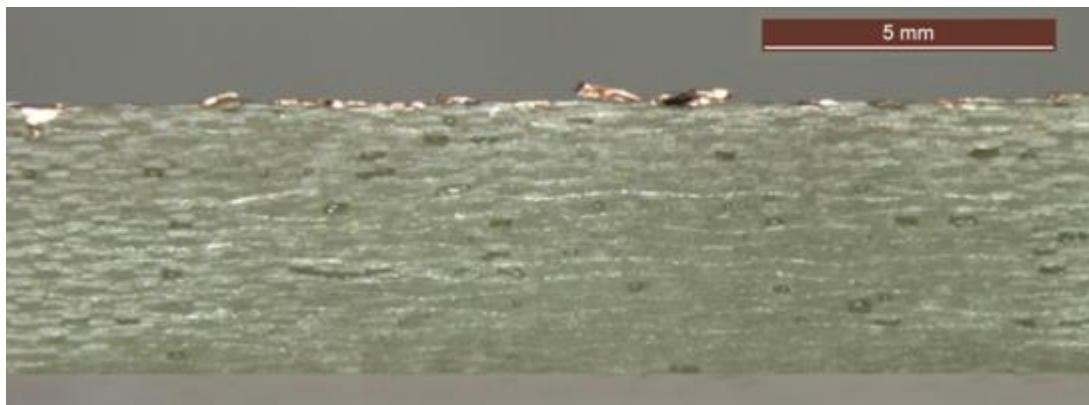


Figura 89 Fotografía con lupa del laminado de fibra de vidrio con el material de protección contra el rayo de gramaje bajo

16. CONCLUSIONES FINALES

16.1 Cumplimiento de los objetivos de este proyecto

Las conclusiones de este proyecto se resumen a continuación.

- Se ha optimizado el ciclo de curado de la resina de laminación, consiguiendo una reducción de aproximadamente **1 hora y media**.

Se han determinado con el ciclo estudiado las propiedades más relevantes de los laminados de reparación encontrándose en todos los casos propiedades equivalentes o mayores que con el ciclo que se venía utilizando.

Además se ha garantizado la robustez del ciclo propuesto frente a las inevitables tolerancias en los parámetros del mismo (tiempo y temperatura), condición indispensable para la implementación en reparaciones en servicio.

Con esta reducción en el ciclo de curado se consigue:

- Una reparación rápida y eficaz.
 - Alto ahorro energético que conlleva a reparaciones menos contaminantes.
 - Ser más competitivos en el sector aeronáutico.
- El secado nominal del laminado sustrato previo al encolado viene durando 1 hora a 80 °C. En este proyecto se ha demostrado que la resistencia de la unión encolada entre el material de reparación y el sustrato era la misma para sustratos secos que para sustratos saturados de humedad. Tanto para ensayos realizados a temperatura ambiente sobre uniones recién fabricadas como para ensayos realizados a alta temperatura después del envejecimiento de la unión encolada.

Estos resultados abren el camino para la eliminación de la etapa de secado previo al encolado para reparaciones con esta resina de laminación.

De esta forma con la eliminación de la etapa de secado previo al encolado y la reducción del ciclo de curado se puede conseguir reducir el tiempo de la reparación en **2 horas y media**.

- Se han conseguido realizar reparaciones óptimas con las mallas metálicas de protección frente el impacto de rayo tanto de alto gramaje como de bajo gramaje instalando las mismas con una resina de laminación. La reparación final tiene una buena impregnación, un buen encolado y un adecuado acabado superficial, requerimientos necesarios para este tipo de reparaciones.

También se ha optimizado el proceso de reparación tanto con materiales de protección frente al impacto de rayo solos así como con tejido de fibra de carbono simulando un daño en la estructura.

Finalmente para completar el estudio se aplicó el ciclo rápido estudiado en este proyecto (30 minutos a 100 °C) a las reparaciones anteriormente descritas (pero incluyendo asimismo reparaciones con tejido de fibra de vidrio). Los resultados de nuevo fueron muy satisfactorios puesto que se volvieron a cumplir los requerimientos necesarios para este tipo de reparaciones, es decir buena impregnación, buen encolado y acabado superficial con una reparación mucha más rápida.

Se puede, por tanto concluir que se han alcanzado los objetivos propuestos en este proyecto consiguiendo reparaciones rápidas, eficaces, competitivas y más respetuosas con el medioambiente.

16.2 Futuras líneas de investigación

El departamento de *Materiales y Procesos* de AIRBUS OPERATIONS S.L. lleva a cabo labores de investigación que involucran una elevada aportación de recursos económicos. Para futuras labores de investigación relacionadas con el trabajo desarrollado en este Proyecto se indican a continuación posibles vías:

- Investigar para este sistema de reparación las causas de la insensibilidad de la unión encolada a la presencia de humedad en el sustrato y verificar asimismo que las propiedades del laminado de reparación no se ven

afectadas cuando la polimerización ocurre en condiciones de alta humedad. Este permitiría la eliminación de forma robusta de la etapa de secado para este tipo de reparaciones con este material.

- Para productos similares (resinas de laminación epoxi de dos componentes de baja viscosidad), realizar un estudio análogo para la determinación de un ciclo rápido y análisis de la tolerancia a la presencia de humedad en el sustrato, lo que permitiría un abanico de productos equivalentes, lo que siempre es recomendable para reparaciones en servicio donde se debe asegurar el suministro múltiple de materiales de reparación.

17. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Armstrong, Keith B. L., Bevan Graham L. and Cole II William F. "Care and Repair of Advanced Composites". Warrendale, Pa 15096-0001., 2005 ISBN 0-7680-1062-4
- [2] Sergio Vicente Corral "Efecto de la humedad en la resistencia de reparaciones de materiales compuestos", 2011.
- [3] Simon van Caubergh, "Reparaciones rápidas de materiales compuestos de carbono con un adhesivo epoxi de altas prestaciones", 2010.
- [4] Miracle, Daniel B y Donaldson Steven L. "ASM Handbook - Volumen 21 Composite"
- [5] Curso de Materiales Compuestos - Módulo avanzado. Airbus-España, Materiales y Procesos, 2005.
- [6] Composite Materials Handbook MIL-HDBK-17-3F Volume3. Polymer Matrix Composites Materials usage, design and analysis.
- [7] SAE ARP 5414: *Aircraft Lightning Zoning*
- [8] Robson, J., Matthews, F., Kinloch, A., "The bonded repair of fibre composites: effect of composite moisture content", *Journal of Composite Science and Technology*, 52 (1994): 235-246.
- [9] Myhre, S., Labor, J., Aker, S., "Moisture problem in advanced composite structural repair" *Journal of Composites*, 10 (1982): 289-297.
- [10] Parker, B., "The effect of composite pre-bond moisture on adhesive-bonded CFRP-CFRP joint" *Journal of Composites*, 14 (1983): 226-232.
- [11] Parker, B., "Some effects of moisture on adhesive bonded CFRP-CFRP joints" *Journal of Composites*, 6 (1986) 123-139.
- [12] Parker, B., "The strength of bonded carbon fibre composite joints exposed to high humidity" *Journal of Adhesion and Adhesives*, 10 (1990): 187-191.
- [13] Armstrong, K., "Effects of absorbed water in CFRP composites on adhesive bonding" *Journal of Adhesion and Adhesives*, 16 (1996): 21-28.
- [14] Blackman, B., Johnson, B., Kinloch, A., Teo, W., "The effect of pre-bond moisture on the fracture behaviour of adhesively bonded composite joints" *Journal of Adhesion*, 84 (2008): 256-276.
- [15] Asp, L., "The effect of moisture and temperature on the interlaminar delamination toughness of carbon/epoxy composites" *Journal of Composite Science and Technology*, 58 (1998): 967-977.

- [16] Selzer, R., Fredrich, K., "Influence of water up take on interlaminar fracture properties of carbon-reinforced polymer composites" *Journal of Materials Science*, 30 (1995): 334-338.
- [17] ASTM D3171 "*Standard Test Method for Constituents Content of Composite Materials*".
- [18] ISO 11357-3 - Determination of temperature and enthalpy of melting and crystallization
- [19] ISO 11357-5: *Determination of characteristic reaction curves and times, enthalpy of reaction and degree of conversion*
- [20] *EN 6032 Aerospace Series: Determination of Glass Transition Temperature*
- [21] *EN 2563 Aerospace Series: Carbon Fibre Reinforced Plastics- Unidirectional Laminates- Determination of Apparent Interlaminar Shear Strength.*
- [22] *EN 6066 "Aerospace series: Carbon Fibre Reinforced Plastics-Test Method- determination of tensile Strength of Tapered and Stepped Joints".*
- [23] *EN 3615 "Aerospace series - Fibre reinforced plastics - Determination of the conditions of exposure to humid atmosphere and of moisture absorption".*
- [24] *EN 2823 "Fibre reinforced plastics - Determination of the effect of exposure to humid atmosphere on physical and mechanical characteristics"*
- [25] SAE ARP 5256 Mixing Resins, Adhesives and Potting Compounds
- [26] SAE ARP 5143 "*Vacuum Bagging of Thermosetting Composite Repairs*"
- [27] SAE ARP 5319 "*Impregnation of Dry Fabric and Ply Lay-Up*"
- [28] S. Fernández Guardiola, "Selección y caracterización de materiales y procesos avanzados para reparaciones en servicio de materiales compuestos, Quick Repairs", 2008.

18. AGRADECIMIENTOS

Este Proyecto se desarrolló en el departamento de Materiales y Procesos de AIRBUS OPERATIONS S.L. por lo que numerosas personas me ayudaron dedicándome tiempo y trabajo.

En primer lugar agradecer a José Sánchez, Vicente Cortes, Rafael Ávila y Álvaro Espada haberme permitido realizar este Proyecto en sus respectivos departamentos.

Dar mi más sincero agradecimiento a mi tutora Ana Rodríguez Bellido por haber confiado en mí y darme la oportunidad de realizar este proyecto, por haber estado siempre presente durante toda la realización del mismo y por haberme enseñado tanto durante este año.

Por su continua disponibilidad y simpatía, por lo fácil que fue realizar todas las gestiones en la Universidad, muchas gracias a Francisco Velasco López.

Por todo el apoyo prestado, por su ayuda en los ensayos físico químicos y por su cálida acogida desde el primer momento muchas gracias a Ana Ricardo y Carlos García.

Por haberme orientado cuando más perdida estaba, por haber estado siempre ahí para todas mis dudas, muchas gracias a Inés Jiménez.

A Julio por sus conocimientos, experiencia y paciencia. A Castro y Adolfo quienes me han acompañado en innumerables ocasiones enseñándome todo lo que necesitaba.

Por los buenos momentos compartidos, por su ayuda y colaboración muchas gracias a todos mis compañeros, especialmente a Maria, Elena y Laura de quienes me llevo una buena amistad.

A mis padres por la confianza depositada, por todos los consejos dados y por haber estado siempre ahí, muchas gracias. A Roberto por apoyarme siempre en todas mis decisiones.

A todos, muchas gracias.